República de Colombia

AERONAUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

RESOLUCIÓN NÚMERO
( )

"Por la cual se modifican y adicionan a los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia unas normas sobre Aeronaves de categoría liviana (ALS) y se incorporan como Parte Vigésimo Sexta a dichos Reglamentos"

EL DIRECTOR GENERAL DE LA UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONAUTICA CIVIL

En uso de sus facultades legales y en especial las que le confieren los artículos 1782, 1800 y 1801 del Código de Comercio, en concordancia con lo establecido en los artículos 2°, 5°, Numerales 3, 4, 8, y 10, y 9°, Numeral 4 del Decreto 260 de 2004 y;

CONSIDERANDO:

- Que mediante Ley 12 de 1.947, la República de Colombia aprobó el Convenio sobre Aviación Civil Internacional, suscrito el 7 de diciembre de 1944 en la ciudad de Chicago USA y como tal, debe dar cumplimiento a dicho Convenio y a las normas contenidas en sus anexos técnicos.

- Que de conformidad con lo previsto en el Artículo 37 del referido Convenio, los Estados Parte se comprometen a colaborar a fin de lograr el más alto grado de uniformidad posible en sus normas internas, para lo cual, la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) adopta normas y métodos recomendados contenidos en los anexos técnicos de dicho Convenio.

- Que es función de la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (UAEAC) armonizar los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos (RAC) con las disposiciones que al efecto promulgue la Organización de Aviación Civil Internacional, tal y como se dispone en el artículo 5° del Decreto 260 de 2004, y garantizar el cumplimiento del Convenio sobre Aviación Civil Internacional junto con sus Anexos.

- Que en concordancia con lo establecido en el artículo 1790 del Código de Comercio, a la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, en su calidad de autoridad aeronáutica de la República de Colombia, le corresponde establecer los requisitos técnicos que deban reunir las aeronaves y dictar las normas de operación y mantenimiento de las mismas.

- OACI establece requerimientos de aeronavegabilidad, en la Parte V del Anexo 8, "*Aviones Pequeños - Aviones me más de 750 Kg pero que no excedan de 5700 Kg para los que se solicitó la certificación el 13 de Diciembre de 2007 o más tarde*", solamente para aeronaves de más de 750 kg, lo que permite y responsabiliza a cada Estado de definir los requisitos de aeronavegabilidad para aeronaves que tengan pesos menores.

- Que la UAEAC, mediante documento 5102-109-2010021901, de fecha 03 de Agosto de 2010, firmo y publico el Proyecto Certificación de aeronaves livianas.

- Que es el interés de la industria aeronáutica nacional que exista una certificación para los productos que actualmente exportan, ya que muchos estados signatarios de OACI les están realizando dicho requerimiento.

- Que mediante resolución 05930 de fecha 11 de Noviembre de 2010, se asignaron a funcionarios de la Secretaria de Seguridad Aérea a participar en el Seminario sobre aeronaves livianas LSA, realizado por la FAA (Autoridad de USA) y ANAC (Autoridad de Brasil), con la participación de otras autoridades suramericanas como México y Chile, que tenía como fin de incentivar la producción de livianos y para que los estados se enteraran de los diferentes desarrollos que están realizando los estados en temas normativos sobre aeronaves livianas en la región CAR-SAM. En este seminario se conocieron las diferentes posiciones regulatorias para certificar este tipo de aeronaves, entre ellas, el ASTM (Estándar de Consenso aceptada por la FAA) y el VLA (Norma de diseño de la EASA).

- Que en mérito de lo expuesto;

RESUELVE:

ARTÍCULO PRIMERO. Adiciónese la Parte Vigésimo Sexta de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, así:

RAC PARTE VIGÉSIMO SEXTA
AERONAVES CATEGORIA LIVIANA (ALS).

SUBPARTE A – GENERALIDADES

26.1 Definiciones y Abreviaturas

Definiciones

Avión Liviano. Aeronave que cumple con la definición de categoría liviana, no se incluyen los helicópteros. Significa Maquina más pesada que el aire con motor-impulsor y ala-fija que es soportada en vuelo por la reacción dinámica del aire bajo sus alas.

Aeronaves Categoría Liviana (ALS). Es una categoría que incluye aviones que cumplen con los siguientes requisitos:

a. Las aeronaves de ala fija o rotatoria (tipo autogiro únicamente), con cualquier tipo de estructura (tubular, monocoque, etc.), alas en tela, en lámina o material compuesto y cabina cerrada.

b. Un peso máximo de despegue no superior a 750 kilogramos (1.654 libras), incluyendo los flotadores para aeronaves que pretenden efectuar operación sobre agua.

---

c. Una velocidad de perdida (Stall) máxima o una velocidad mínima en vuelo recto, en configuración de aterrizaje (V_{S0}), no debe ser superior a 45 nudos CAS, al peso máximo del despegue certificado y en el punto más crítico de ubicación del centro de gravedad;

d. Una capacidad máxima de 2 asientos, incluyendo el piloto;

e. Un solo motor: recíproco, eléctrico o turbina (turbohélice);

f. Una hélice de paso fijo o variable;

g. Una cabina no presurizada;

h. Tren de aterrizaje fijo; y

i. Certificado bajo reglas de vuelo visual diurno (VFR)

Ajuste de Paso. Significa Ajuste de la pala de hélice determinada por el ángulo de la pala, medido en una manera y en una radio declarado por el fabricante y especificada en el manual de motor apropiado.

Arnés. Significa Equipo que consiste de dos correas de hombro y una correa de pelvis, la cual es proporcionada para restringir a un miembro de la tripulación de vuelo en contra de las cargas inerciales ocurridas en condiciones de emergencia.

A prueba de fuego (del inglés "*Fireproof*"). Con respecto a materiales, componentes y equipos, significa capacidad para resistir la aplicación de una llama de fuego, por un período de 15 minutos sin alguna falla que pueda crear un riesgo a la aeronave. La llama tendrá las siguientes características:-

Temperatura	1100°C ± 80°C
Densidad del Flujo De Calor	116 kW/m² ± 10 kW/*m*²

Para materiales esto es considerado ser equivalente a la capacidad de soportar un fuego por lo menos tan bien como el acero o titanio en dimensiones apropiadas para propósitos para los cuales son utilizados

Constructor. Persona o grupo de personas que proyectan, diseñan y/o construyen un modelo de aeronave liviana sin objetivos comerciales y con fines recreativos.

Dirección Rotacional del Equipo. Significa la dirección de rotación observada cuando se ve en la cara de mando del equipo (usualmente descrito como "horario" o "anti-horario").

Equipo de Protección de Respiración. Significa equipo de respiración para protección contra humo, vapores y otros gases perjudiciales.

Ensamblada: Construir una aeronave ajustando las piezas que la componen a partir de un kit.

Estándares Internacionales. Se entiende por estándar internacional el criterio que es expresado por el organismo internacional competente con el fin de señalar la calidad y la técnica admisibles para la información de diseño, fabricación y aeronavegabilidad referente a algunos productos aeronáuticos.

Fabricante. Empresa que proyecta y/o construyen un modelo de aeronave liviana con fines comerciales.

Hélice. Significa hélice completa incluyendo todas las partes adheridas a, y rotando con el núcleo (hub) y palas, y todo el equipo requerido para el control y operación de la hélice.

Hélice de Paso Fijo. Significa una hélice, cuyo paso no puede ser cambiado, excepto por procesos que constituyen una operación de taller.

Hélices de Paso Variable. Significa una hélice, cuyo ajuste del paso cambia o puede ser cambiado, cuando la hélice está rotando o estática. Esto incluye:-

a. Una hélice, cuyo ajuste de paso se encuentra directamente bajo control de la tripulación de vuelo (hélice de paso ajustable).

b. Una hélice, cuyo ajuste de paso es controlado por un gobernador u otro medio automático el cual puede estar integrado a la hélice o montado de manera separada y el cual puede o no ser controlado por la tripulación de vuelo (hélice de velocidad constante).

c. Una hélice, cuyo ajuste de paso puede ser controlado por métodos combinados de (a) y (b).

Instrumento. Significa dispositivo utilizando un mecanismo interno para mostrar visualmente o auralmente la actitud, altitud, u operación de una aeronave o parte de una aeronave. Esto incluye dispositivos electrónicos para controlar automáticamente una aeronave en vuelo.

Manual de Vuelo. Es una publicación que establece los requerimientos operacionales para una aeronave diseñada y fabricada de acuerdo a las normas establecidas. Contiene las instrucciones necesarias para operar una Aeronaves Categoría Liviana (ALS) conforme a sus características. Estas Instrucciones pueden ser presentadas en idioma español o en inglés.

Normas para Aeronaves Categoría Liviana (ALS). Para los propósitos de certificación de aeronaves livianas (ALS) en Colombia, es una norma desarrollada por la Autoridad Aeronáutica local basada en estándares y/o normas Internacionales, que el solicitante ha seleccionado cumplir, aplicable al diseño de una aeronave, a la producción, y a la aeronavegabilidad. Estas incluyen, los estándares de diseño de aeronaves y performance, requerimiento de equipos, sistemas de aseguramiento de la calidad del fabricante, procedimientos de pruebas de aceptación y de producción, instrucciones de operación, mantenimiento y procedimientos de inspección, identificación, reportes de reparaciones mayores y alteraciones mayores, y de aeronavegabilidad continuada. Esta Norma se contempla en la Parte Vigésima Sexta del presente Reglamento.

Oxigeno Suplementario. Significa oxigeno adicional requerido para proteger a cada uno de los ocupantes contra los efectos adversos de la altitud excesiva de cabina y para mantener condiciones fisiológicas aceptables.

Procedimientos de Mantenimiento e Inspección. Publicación de carácter técnico que establece los procedimientos que deben seguirse para efectuar mantenimiento en una Aeronaves Categoría Liviana (ALS) y detalla el tipo de inspecciones que deben ejecutarse en una aeronave diseñada y fabricada de acuerdo a las normas establecidas. Estos procedimientos pueden ser presentados en idioma español o en inglés.

Potencia Máxima Continua y/o Empuje (abreviado como MCP por sus siglas en inglés). Significa La potencia y/o empuje identificado en los datos de rendimiento utilizado durante periodos de duración sin restricción.

Sobre-Velocidad Máxima de Motor. Significa la máxima velocidad de rotación de un sistema rotativo principal mecánicamente independiente de un motor, cuya ocurrencia inadvertida por periodos de hasta 20 segundos, ha sido acordada que no requiere rechazo del motor a partir de una acción de servicio o mantenimiento (diferente a la de corrección de la causa)

Suplemento de Entrenamiento de Vuelo. (Flight Training Supplement-FTS). Es una publicación que tiene por finalidad establecer las orientaciones necesarias para realizar entrenamiento de vuelo en una aeronave diseñada y fabricada de acuerdo a las normas para Aeronaves Categoría Liviana (ALS). Estos procedimientos pueden ser presentados en idioma español o en inglés.

Sobre velocidad Máxima de Hélice (20 segundos). Significa la máxima velocidad rotacional de la hélice, cuya ocurrencia inadvertida por periodos de hasta 20 segundos, ha sido convenido que no requiere rechazo de la hélice a partir de servicio o acción de mantenimiento (diferente a la corrección de la causa).

Resistencia al Fuego. Con respecto a materiales, componentes y equipos, significa capacidad a resistir la aplicación de calor por una llama, según se define "*a prueba de fuego*", por un periodo de 5 minutos sin que alguna falla cree una situación peligrosa a la aeronave. Para materiales esto puede ser considerado el equivalente a la capacidad de soportar fuego tan bien como el aluminio en dimensiones apropiadas para los propósitos para los cuales son utilizados.

Temperatura de Gases de Escape (EGT). Significa promedio de temperatura de la corriente de gases de escape.

Velocidad de Flaps Extendidos. Significa la máxima velocidad permisible con los flaps de los planos en una posición prescrita de extensión.

Velocidad de Aire Indicada. Significa la velocidad de una aeronave tal como se muestra en el indicador de velocidad de aire del tubo pito estático calibrado para reflejar el flujo compresible adiabático en atmósfera estándar a nivel del mar, no corregida por errores del sistema.

Velocidad Rotacional Mínima Gobernada (paso variable hélices). Significa la mínima velocidad rotacional determinada por ajustes del gobernador de hélice o mecanismos de control.

Velocidad Rotacional del Cigüeñal Mínima de Despegue (motores de pistón). Significa la velocidad mínima rotacional permisible del cigüeñal para ser utilizada con la máxima presión de admisión en el manifold en despegue.

Velocidad de Referencia de Aterrizaje. Significa la velocidad del aeroplano, en una configuración específica de aterrizaje, en el punto donde este desciende a través del umbral de aterrizaje, en la determinación de la distancia de aterrizaje para aterrizajes manuales.

Velocidad Verdadera. Significa la velocidad del aire de una aeronave relativa al aire sin perturbaciones. La velocidad verdadera es igual a la velocidad equivalente multiplicada por $(\rho_0/\rho)^{\surd 2}$.

Símbolos y Abreviaciones

'ASTM' Corresponde a la abreviatura de American Society for Testing and Material.

'CAS' significa Velocidad del Aire Calibrada por su frase en inglés "Calibrated Airspeed".

'EAS' significa Velocidad del Aire Equivalente por su frase en inglés "Equivalent Airspeed"

'IAS' significa velocidad del Aire Indicada por su frase en inglés "Indicated Airspeed".

'OACI' significa Organización de Aviación Civil Internacional.

'MIL Spec' significa especificaciones militares de USA

'RPM' significa revoluciones por minuto

'STPD' significa temperatura estándar, presión, seca, por ejemplo. 0°C, 760 mmHg y sin vapor de agua. Proviene del inglés "Standard Temperature Pressure Dry"

'TAS' significa velocidad del aire verdadera. Proviene de la frase en inglés "True Airspeed"

'ETSO' significa Orden Estándar Técnica Europea. Proviene de la frase en inglés "European Technical Standard Order"

'V_A' significa Velocidad de diseño de Maniobra

'V_B' significa Velocidad de diseño para máxima intensidad de ráfaga.

'V_C' significa Velocidad de Diseño de crucero

'V_D' Significa Velocidad de Diseño de Picada

'V_{DF}' significa velocidad de picada demostrada en vuelo.

'V_F' significa Velocidad de diseño de flap.

'V_{FE}' significa la máxima velocidad de flap extendido.

'VFR' significa reglas de vuelo visual. Proviene del inglés "Visual Flight Rules"

'V_H' significa la Velocidad Máxima en vuelo nivelado con potencia máxima continua.

'VHF' significa muy alta frecuencia. Proviene del ingles "Very High Frequency"

'V_{NE}' significa Velocidad a nunca exceder.

'V_{RA}' significa Velocidad de aire turbulento

'V_S' significa velocidad de pérdida o la velocidad mínima de vuelo estable en la cual la aeronave es controlable.

'V_{SO}' significa velocidad de pérdida o la velocidad mínima de vuelo estable en configuración de aterrizaje

'V_{SP}' significa velocidad máxima para extender spoiler / speed brake.

'V_{S1}' significa velocidad de pérdida o velocidad mínima de vuelo estable obtenida en una configuración especifica.

'V_X' significa la Velocidad de mejor ángulo de ascenso.

'V_Y' significa la Velocidad de mejor rata de ascenso.

Unidades Imperiales y Métricas: Las unidades de medida para las operaciones aéreas y terrestres de las aeronaves y sus respectivas conversiones que sean aplicables, serán las que se encuentran en la Parte Decimoctava de los Reglamentos Aeronáuticos (RAC).

26.3 Aplicabilidad.

a. Las disposiciones de la presente parte se aplican a todas las aeronaves en categoría liviana (ALS) que sean construidas o ensambladas en Colombia en cumplimiento con esta norma.

b. Las disposiciones de la presente parte se aplican a toda aeronave S-LSA o VLA importada desde un Estado signatario de OACI, siempre y cuando se valide que los estándares de diseño y fabricación del estado exportador son equivalentes o superiores a los estándares establecidos en Colombia para este tipo de aeronaves.

c. Toda aeronave que exceda cualquiera de los parámetros descritos en la definición de aeronave liviana (ALS), debe dar cumplimiento a las disposiciones de una aeronave experimental, de acuerdo a lo establecido en el Capítulo V, sección Segunda de la Parte Novena de los RAC.

d. Los Vehículos Aéreos Ultralivianos (VAU) no requieren cumplir con los requisitos definidos en esta parte.

26.5 Utilización.

Aeronaves categoría liviana (ALS) podrán ser usadas en:

a. La práctica deportiva y recreativa.

b. Para la instrucción de vuelo, está limitada a realizar instrucción de vuelo referente a formación básica para piloto privado de avión.

c. Remolque de planeadores.

d. Actividades de trabajos aéreos especiales en fumigación aérea, limitada a según los requerimientos de aeronavegabilidad, establecidos en la parte aplicable de los RAC.

e. Reservado.

La utilización de estas aeronaves por parte de una empresa de trabajos aéreos especiales o de instrucción aeronáutica estará sometida al cumplimiento de los demás requisitos de aeronavegabilidad y operaciones aplicables establecidos en los RAC.

Las actividades de aviación deportiva o recreativa ejecutadas con estas aeronaves se someterán a las normas propias de la aviación privada y a las normas especiales pertinentes a dichas aeronaves conforme a su categoría, para ejecutarlas, tales aeronaves y pilotos, podrán estar afiliados o no a un club o asociación de actividades aéreas deportivas o recreativas de conformidad con lo establecido en el capítulo XXV de la Parte Cuarta.

Las aeronave liviana es considera una aeronave convencional para efectos de la aplicación de los requisitos de las diferentes partes aplicables de los Reglamentos aeronáuticos de Colombia (RAC) y de acuerdo a lo establecido en el numeral 20.1 de la Parte Vigésima de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC).

26.7 Solicitud

El solicitante de un proceso de certificación de Aeronavegabilidad para una aeronave liviana deberá efectuar la solicitud de la manera y forma establecida por la UAEAC.

26.9 Responsabilidades del fabricante o constructor.

El fabricante o constructor usara el mecanismo usual para asumir la plena responsabilidad por su seguridad y los daños y perjuicios que se ocasionaren a personas y propiedad de terceros, como producto de la operación de esta aeronave, durante la fase de certificación.

El fabricante es responsable de dar soporte a los temas de aeronavegabilidad continuada, repuestos, alteraciones y reparaciones mayores de sus aeronaves, hasta que su última aeronave producida y certificada deje de volar. Así mismo, deberá cumplir con lo dispuesto en el numeral 3.7.4.2 de la Parte Tercera de los RAC.

26.11 Autoridad de inspección de la UAEAC.

El solicitante deberá permitir que personal de la UAEAC realice cualquier inspección, ensayo en vuelo o en tierra, que considere necesarios para establecer el cumplimiento de los requisitos que se determinen aplicables para las aeronaves categoría liviana (ALS).

Así mismo, la UAEAC mantendrá programas de inspección comprobatoria a los Fabricantes de Productos Aeronáuticos, con el fin de verificar si éstas mantienen y conservan su capacidad administrativa, financiera y técnica. Conforme a dicha actividad y a través de la Secretaría de Seguridad Aérea y la Oficina de Transporte Aéreo se adelantarán oficiosamente las inspecciones técnicas y económicas que estime procedentes.

Salvo disposición contraria por parte de la UAEAC, se determina que el solicitante asumirá los gastos y demás facilidades, que se originen en cumplimiento de la verificación de lo expuesto.

26.13 Marcas de nacionalidad y matricula

Ninguna persona puede operar una aeronave categoría liviana (ALS) registrada en Colombia, a menos que la aeronave tenga puestas las marcas de nacionalidad y matrícula de acuerdo con los requerimientos de la Parte Vigésima de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia.

26.15 Certificación de Aeronavegabilidad.

A las aeronaves categoría liviana (ALS) de matrícula Colombiana se les puede otorgar de un Certificado de Aeronavegabilidad Especial, siempre y cuando se dé cumplimiento con el numeral de 4.4.1.12.3 de los RAC.

Cumplimiento del Reglamento del Aire. La operación de Aeronaves Livianas (ALS) estará sujeta al cumplimiento de las normas del Reglamento del Aire, Parte Quinta de los Reglamentos Aeronáuticos.

26.17 Letreros y placas

Además de las marcas dispuestas en los numerales 26.1545 al 26.1567, debe colocarse próxima a cada puerta y suficientemente visible, las palabras ALS.

26.19 Reconocimiento de los emisores de estándares internacionales.

Para efectos de validación y la certificación de aeronavegabilidad de acuerdo de acuerdo a lo estipulado en los numerales 26.3 (b) y 26.15 la presente parte, se reconocen los siguientes emisores de estándares internacionales:

a. Estándares internacionales de Producción y Calidad. Se reconoce como emisor de los estándares internacionales de aspectos de producción y calidad del producto a American Society for Testing and Material (ASTM), o quien la reemplace. Son estos estándares internacionales: ASTM F2279, ISO 9001 ó AS9100 en sus revisiones mas actualizadas.

b. Estándares internacionales de Aeronavegabilidad Continuada. Se reconoce como emisor de los estándares internacionales de aspectos de seguimiento del producto a ASTM, o quien la reemplace. Son estos estándares internacionales: ASTM F2295 en su revisión más actualizada.

26.20 Requisitos de Calidad en la construcción

Cuando un fabricante tiene la intención de establecer unas facilidades de producción para construir más de dos (2) aeronaves al año, los requisitos para aseguramiento de la calidad de la producción se derivan de los estándares internacionales reconocidos y aceptados por la UAEAC, para Aeronaves Livianas (ALS).

Lo anterior permitirá al fabricante una vez demostrada la efectividad de su sistema de calidad, producir en serie sus aeronaves y disminuir los requisitos y pruebas de demostración para la obtención del certificado de aeronavegabilidad especial. La evaluación de su implementación y efectividad será realizada mediante inspecciones, de la manera y forma establecida por la UAEAC. El fabricante es responsable de mantener vigente y operando su Sistema de Calidad.

SUBPARTE B – VUELO

GENERAL

26.21 Prueba de Cumplimiento.

a. Cada requerimiento de esta numeral debe ser cumplido para cada combinación apropiada de peso y centro de gravedad dentro del rango de condiciones de carga para las cuales la certificación es solicitada. Esto debe ser demostrado:

(1) Por pruebas en una aeronave del tipo para el cual la certificación es solicitada, o por cálculos basados en, y con una precisión igual a, los resultados de las pruebas; y

(2) Por investigación sistemática de cada combinación probable de peso y centro de gravedad, si el cumplimiento no puede ser razonablemente inferido de las combinaciones investigadas.

b. Las siguientes tolerancias generales son permitidas durante pruebas. Sin embargo, tolerancias mayores pueden ser permitidas en pruebas particulares:

Ítem	Tolerancia
Peso	+5%, -10%
Ítems críticos afectados por el peso	+5%, -1%
C.G.	+-7% movimiento total

c. La comprobación de los datos y las características a ser determinadas de acuerdo a esta numeral no debe requerir habilidades excepcionales de pilotaje, alerta o condiciones excepcionalmente favorables.

d. Se deben considerar las variaciones significantes en rendimiento y características en vuelo causadas por la lluvia y la acumulación de insectos.

26.23 Limites de Distribución de Cargas.

Los rangos de pesos y centros de gravedad dentro de los cuales la aeronave puede ser operada de manera segura deben ser establecidos y deben incluir el rango del centro de gravedad lateral si las condiciones posibles de carga puedan resultar en una significante variación de sus posiciones.

26.25 Limites de Peso.

a. *Peso máximo.* El peso máximo es el peso más alto en el cual, el cumplimiento con cada requerimiento aplicable de esta Parte es demostrado. El peso máximo debe ser establecido de tal forma que sea:

(1) No mayor que:
(i) El peso más alto seleccionado por el solicitante; o
(ii) El peso máximo de diseño, el cual es el peso más alto en el cual cumplimiento con cada condición de carga estructural aplicable de esta Parte es demostrado; o
(iii) El peso mas alto el cual dando cumplimiento con cada requerimiento de vuelo aplicable es demostrado y
(2) No menor que el peso con:
(i) Cada silla ocupada, asumiendo un peso de 190 libras (86 kg) por cada ocupante; y
(A) La capacidad máxima de aceite y
(B) Por lo menos suficiente combustible para una hora de operación con potencia máxima continua; o
(ii) Un piloto y el tanque de combustible y de aceite a su capacidad máxima.

b. *Peso mínimo.* El peso mínimo (el peso más bajo al cual cumplimiento con cada requerimiento aplicable de esta Parte es demostrado) debe ser establecido de tal manera que no sea mayor que la suma de:

(1) El peso vacío determinado bajo el numeral 26.29;
(2) El peso del piloto (asumiendo un peso de 120 libras (55 kg)); y
(3) El combustible necesario para media hora de operación a una potencia máxima continúa. (Densidad de combustible = 0.72 kg/L (7 N/L; 6 lb/U.S. gal)

26.29 Peso Vacío y Correspondiente Centro de Gravedad

a. El peso vacío y el centro de gravedad correspondiente debe ser determinado mediante el pesaje de la aeronave con:

(1) Un lastre fijo;
(2) Combustible no usable determinado bajo el numeral 26.959; y

(3) Fluidos operacionales completos, incluyendo:
  (i) Aceite;
  (ii) Fluido hidráulico; y
  (iii) Otros fluidos requeridos para la operación normal de los sistemas de la aeronave,

b. La condición de la aeronave al momento de la determinación de su peso vacío debe ser una que este bien definida y pueda ser repetida de una manera fácil.

26.33 Velocidad de Hélice y Límites de Paso.

a. *General*. La velocidad de la hélice y su paso deben ser limitados a valores que aseguren una operación segura, bajo condiciones normales de operación.

b. Para cada hélice cuyo paso no puede ser controlable durante el vuelo, debe reunir los siguientes requerimientos:

(1) Durante despegue y ascenso inicial a la velocidad de mejor rata de ascenso 'V_Y', la hélice debe limitar las r.p.m. del motor, a una velocidad no mayor que las máximas r.p.m. de despegue permitidas; y
(2) Durante un planeo a la velocidad de nunca exceder $V_{NE,}$ con regulador de potencia cerrado o con el motor inoperativo, la hélice no puede permitirle al motor que alcance una velocidad mayor al 110 por ciento de la velocidad máxima continua.

c. Una hélice que puede ser controlable durante el vuelo, pero que no tiene controles de velocidad constante, debe ser diseñada de tal forma que:

(1) El paso más bajo posible permite cumplimiento con el literal (b)(1) de este numeral; y
(2) El paso más alto posible permite cumplimiento con el literal (b)(2) de este numeral.

d. Una hélice de paso controlable con controles de velocidad constante, debe cumplir los siguientes requerimientos:

(1) Con el gobernador en operación, debe haber un medio para limitar la velocidad máxima del motor a las máximas r.p.m. de despegue permitidas; y
(2) Con el gobernador inoperativo, debe haber un medio para limitar la velocidad máxima del motor al 103 por ciento de las r.p.m. máximas de despegue permitidas con las palas de las hélices al paso más bajo posible, con potencia de despegue, la aeronave estacionaria y sin viento alguno a la máxima posición de potencia.

RENDIMIENTO (PERFORMANCE)

26.45 General.

A menos que prescrito de otra forma, los requerimientos de rendimiento de esta parte se deben cumplir para aire estático y atmósfera estándar a nivel del mar.

26.49 Velocidad de Pérdida.

a. V_{SO} es la velocidad de pérdida si es obtenible, o la velocidad de vuelo estable mínima, en nudos (CAS) a la cual la aeronave es controlable con:

(1) Condiciones de motor establecidas en el literal (c);
(2) La hélice en la posición de despegue;
(3) Flaps de los planos en la posición de aterrizaje;
(4) Aletas de refrigeración para el motor (Cowl flaps) en posición cerrados;
(5) El centro de gravedad en la posición que resulta más desfavorable dentro del rango permitido; y,
(6) Máximo peso.

b. V_{SO} no debe exceder los 45 nudos (CAS).

c. V_{S1} es la velocidad de pérdida, si es obtenible, o la velocidad de vuelo estable mínima, en nudos (CAS), en la cual la aeronave es controlable con:

(1) El motor en marcha mínima, el regulador de potencia cerrado;
(2) La hélice en la posición de despegue;
(3) La aeronave en la condición que se encontraba en la prueba, en la cual V_{S1} está siendo usada; y,
(4) Máximo peso.

d. V_{SO} y V_{S1} deben ser determinados mediante vuelos de prueba, usando los procedimientos especificados en el numeral 26.201.

26.51 Despegue.

a. La distancia requerida para despegue desde una superficie seca, nivelada y dura sobre una altura de 50 pies por arriba de la superficie de despegue debe ser determinada y no debe exceder los 500 metros.

b. Esta debe ser determinada, de una manera racional y conservativa, con:

(1) El motor operando dentro de los limites de operación aprobados; y
(2) Aletas de refrigeración para el motor (Cowl flaps) en posición normal de despegue.

c. Después de alcanzar los 50 pies por arriba de la superficie de despegue, la aeronave debe haber alcanzado una velocidad no menor a 1.3 V_{S1}.

d. El punto de inicio para medir la distancia de despegue debe ser el reposo.

26.65 Ascenso

La velocidad de mejor rata de ascenso 'V_Y' debe ser por lo menos de 120 m/min (400 ppm), con:

(1) No más de la potencia máxima continua en el motor;
(2) Los Flaps de los planos en la posición de despegue; y
(3) Aletas de refrigeración para el motor (Cowl flaps) en la posición usada en las pruebas de enfriamiento.

26.75 Aterrizaje.

La distancia horizontal necesaria para aterrizar y alcanzar una parada completa desde un punto 50 pies por arriba de la superficie de aterrizaje debe ser determinada como sigue:

a. Una aproximación estable a una velocidad calibrada no menor a 1.3 V_{S0} debe ser mantenido hasta una altura de 50 pies.

b. El aterrizaje debe ser realizado sin aceleración vertical excesiva o tendencia a rebotar, caer de nariz o rotar en tierra.

c. Debe demostrarse que una transición segura a las condiciones de aterrizaje frustrado del numeral 26.77 puede ser realizada desde las condiciones que existen a la altura de 50 pies.

26.77 Aterrizaje Frustrado.

Para aterrizajes frustrados debe ser posible mantener:

a. Un gradiente de ascenso estable a nivel de mar de por lo menos 1:30 por ciento con una velocidad calibrada 1.3 V_{S0}; o

b. Un vuelo nivelado a una altitud de 3000 pies y una velocidad a la cual la transición de aterrizaje frustrado se demuestre segura con:

(1) Una potencia de despegue; y
(2) Flaps de los planos en la posición de aterrizaje.

CONTROLABILIDAD Y MANIOBRABILIDAD

26.143 General.

a. La aeronave debe ser controlable y maniobrable de una forma segura durante todas las fases de vuelo incluyendo:

(1) Despegue;
(2) Ascenso;
(3) Vuelo nivelado;
(4) Descenso;
(5) Aterrizaje (con potencia y sin potencia) con los flaps de los planos extendidos y retraídos.

b. Debe ser posible realizar una transición suave de una condición de vuelo a otra (incluyendo giros y derrapes) sin el peligro de exceder el factor de carga limite, bajo cualquier condición operacional probable.

c. Si existen condiciones marginales con respecto a la fuerza requerida por el piloto, las fuerzas de control necesarias deben ser determinadas por pruebas cuantitativas. En ningún caso las fuerzas de control bajo las condiciones especificadas en los literales (a) y (b) de este numeral pueden exceder aquellas prescritas en la siguiente tabla:

Valores en N (libras) fuerza aplicada al control relevante	**Cabeceo (Pitch) N(lb)**	**Giro (Roll) N(lb)**	**Guiñada (Yaw) N(lb)**
(a) Para aplicación temporal			
Palanca (menos de 2 min)	200 (45)	100 (22.5)	--
Cabrilla (Aplicados a la rueda)	200 (45)	100 (22.5)	--
Pedal de Timón (Rudder Pedal)	23 (5.2)	23 (5.2)	400 (90)
(b) Para aplicación prolongada	23 (5.2)	23 (5.2)	110 (24.7)

26.145 Control Longitudinal.

a. Debe ser posible, a velocidades entre $1.1V_{S1}$ y $1.3V_{S1}$, bajar la nariz de tal forma que la tasa de incremento en la velocidad del aire permita pronta aceleración a la velocidad de $1.3V_{S1}$. Esto debe ser demostrado con la aeronave en todas las configuraciones posibles, con la potencia máxima continua y potencia mínima, y con la aeronave compensada a $1.3V_{S1}$.

b. Debe ser posible, a través de los apropiados rangos de envolvente de vuelo cambiar la configuración (flaps, etc) sin exceder las fuerzas especificadas en el numeral 26.143 (c).

c. Debe ser posible, elevar la nariz a V_{DF} en todas las posiciones de centro de gravedad permitida y rangos de potencia.

d. Debe ser posible, mantener un vuelo recto y nivelado y efectuar la transición a ascensos, descensos, o virajes en vuelo, sin exceder las fuerzas especificadas en el numeral 26.143 (c).

e. Debe ser posible, mantener un vuelo nivelado aproximado, cuando la palanca de retracción de los flaps es movida desde cualquier posición efectuada a partir de un vuelo horizontal a 1.1 V_{S1} con la aplicación simultanea de no más de la máxima potencia continua.

f. Para cualquier cambio de compensador de acuerdo al numeral 26.161(b)(1), debe ser posible el despegue, ascenso y aterrizaje de la aeronave en las configuraciones requeridas sin ningún cambio adverso y con fuerzas de control aceptables.

26.153 Control Durante Aterrizajes.

Debe ser posible, mientras se encuentra en la configuración de aterrizaje, completar en forma segura un aterrizaje siguiendo una aproximación para aterrizar:

a. A una velocidad de 5 nudos menos que la velocidad usada para el cumplimiento del numeral 26.75 y con la aeronave en compensación, o tan cerca como sea posible de estar en compensación;

b. Ni con el control de compensación en movimiento a través de la maniobra ni la potencia incrementada durante el rompimiento del aterrizaje; y,

c. Con la potencia cortada.

26.155 Fuerza de Control del Elevador en Maniobras.

La fuerza de control del elevador durante virajes o cuando se recobra de maniobras debe ser tal que un incremento en las fuerzas de control sea necesario para causar un incremento de carga. Esto debe ser demostrado mediante mediciones en vuelo que la fuerza en el mando por "*g*" es tal que la fuerza en el mando para lograr el factor de carga de maniobra limite positiva no sea menor que 7 daN en configuración limpia.

26.157 Rata de Giro (Roll).

a. *Despegue.* Debe ser posible, usando una combinación favorable de controles, realizar un movimiento de giro con la aeronave desde un giro de banqueo estable de 30 grados a través de un ángulo de 60 grados, de tal forma que invierta la dirección del giro dentro de 5 segundos desde el inicio del giro con:

(1) Flaps en la posición de despegue;
(2) Máxima de despegue; y
(3) La aeronave en compensación a una velocidad igual a la mayor de $1.2V_{S1}$ o tan cerca como sea posible en compensación para vuelo rectilíneo.

c. *Aproximación.* Debe ser posible, usando una combinación favorable de controles, realizar un movimiento de giro con la aeronave desde un giro de banqueo estable de 30 grados a través de un ángulo de 60 grados, de tal forma que se invierta la dirección de giro dentro de: 4 segundos desde el inicio del giro con:

(1) Flaps en la posición de aterrizaje;
(2) El motor operando con la potencia de vuelo nivelado; y
(3) La aeronave en compensación a una velocidad de $1.3V_{S1}$.

COMPENSACIÓN (TRIM)

26.161 Compensación (Trim).

a. *Compensación lateral y direccional.* La aeronave debe mantener compensación lateral y direccional en vuelo estable con $0.9V_H$ o V_C, cualquiera que sea la menor, con los respectivos controles libres.

b. *Compensación longitudinal.*

(1) La aeronave debe mantener compensación lateral y direccional en vuelo estable con 0.9VH o VC (cualquiera que sea la menor).

(2) La aeronave debe mantener compensación longitudinal durante:

(i) Un ascenso con potencia máxima continúa a una velocidad V_Y con los flaps retraídos.
(ii) Un descenso con potencia mínima a una velocidad 1.3 V_{S1} con los flaps en la posición de aterrizaje.

ESTABILIDAD

26.171 General.

La aeronave debe ser longitudinalmente, direccionalmente y lateralmente estable de conformidad con los numerales 26.173 hasta el 26.181. En adición, la aeronave debe mostrar una "sensación" de estabilidad y control (estabilidad estática) conveniente en cada condición normalmente encontrada en servicio, si pruebas de vuelo muestran que esto es necesario para operación segura.

26.173 Estabilidad Estática Longitudinal.

Bajo las condiciones especificadas en el numeral 26.175 y con la aeronave compensada como se indica, las características de las fuerzas de control del elevador y la fricción dentro del sistema de control deben ser como sigue:

a. Un movimiento de halado (pull) debe ser requerido para obtener y mantener velocidades por debajo de la velocidad de compensación especificada y un movimiento de empuje (push) debe ser requerido para obtener y mantener velocidades por encima de la velocidad de compensación especificada. Esto debe ser mostrado a cualquier velocidad que pueda ser obtenida, excepto que velocidades que requieran una fuerza de control que exceda 40 libras (18 daN) o velocidades por encima de la velocidad máxima permitida o por debajo de la velocidad mínima para vuelo estable sin perdida, no necesitan ser consideradas.

b. La velocidad debe regresar dentro de más o menos el 10 por ciento de la velocidad original de compensación cuando la fuerza de control deja de ser suministrada, lentamente a cualquier velocidad dentro del rango de velocidad especificado en el literal (a) de este numeral.

c. La fuerza de la palanca debe variar con la velocidad de tal forma que cualquier cambio sustancial de velocidad resulte en una fuerza en la palanca perceptible para el piloto.

26.175 Demostración de Estabilidad Estática Longitudinal.

Estabilidad estática longitudinal debe ser demostrada como sigue:

a. *Ascenso.* La curva de la fuerza de la palanca debe tener una pendiente estable a velocidades entre 85 y 115 por ciento de la velocidad de compensación, con:

(1) Flaps retraídos;
(2) Al menos el 75% de potencia máxima continua; y

(3) La aeronave en compensación a la velocidad V_Y, excepto que la velocidad necesite no ser menor que V_{S1} o la velocidad usada para mostrar cumplimiento con los requerimientos de refrigeración de la planta motriz del numeral 26.1041.

b. *Crucero.* La curva de fuerza de la palanca debe tener un pendiente estable a todas las velocidades dentro de un rango que es más grande que el 15 por ciento de la velocidad de compensación por debajo de la velocidad $1.3V_{S1}$ a V_{NE}, con:

(1) Flaps retraídos;
(2) Al menos el 75% de potencia máxima continua; y
(3) La aeronave en compensación de vuelo nivelado.

c. *Aproximación y Aterrizaje.* La curva de la fuerza de palanca debe tener una pendiente estable a velocidades entre $1.1V_{S1}$ o $1.8V_{S1}$ si no hay V_{FE} con:

(1) Flaps en la posición de aterrizaje;
(2) Potencia mínima; y
(3) La aeronave en compensación a velocidad $1.3V_{S1}$.

26.177 Estabilidad Estática Direccional y Lateral.

a. La estabilidad estática direccional, como es mostrada por la tendencia de recuperarse de un derrape lateral (sideslip) con las alas niveladas con el timón libre, debe ser positiva para cualquier posición de flap apropiado para configuraciones de despegue, ascenso, crucero, aproximación y aterrizaje. Esto debe ser mostrado con potencia simétrica hasta potencia máxima continua y a velocidades desde $1.2V_{S1}$ hasta la velocidad máxima permitida para la condición que está siendo investigada. El ángulo de derrape lateral (sideslip) para estas pruebas debe ser el apropiado para el tipo de aeronave. A mayores ángulos de derrape en el cual el timón total es usado o cuando un límite de fuerza de control del 26.143 es alcanzado, lo que ocurra primero, a velocidades desde $1.2V_{S1}$ a V_A, la fuerza del pedal del timón no debe retroceder.

b. La estabilidad estática lateral, como es mostrada por la tendencia a elevar el ala baja en un derrape (sideslip), debe ser positiva para todas las posiciones de flaps, y para potencia simétrica hasta 75 por ciento de potencia máxima continua a velocidades por encima de $1.2V_{S1}$, hasta la velocidad máxima permitida para la configuración que está siendo investigada. La estabilidad lateral estática no debe ser negativa a $1.2V_{S1}$. El ángulo de derrape (sideslip) para estas pruebas debe ser el apropiado para el tipo de aeronave, pero en ningún caso el ángulo constante de rumbo debido al derrape (sideslip) puede ser menor que al obtenible con un banqueo de 10 grados.

c. En deslizamientos rectos y estables a $1.2V_{S1}$ para cualquier posición de flaps, y para cualquier condición de potencia simétrica hasta el 50 por ciento de la potencia máxima

continua, los movimientos y fuerzas de control del alerón y el timón deben incrementar establemente (pero no necesariamente en proporción constante), a medida que el ángulo de derrape (sideslip) es incrementado hasta el máximo apropiado para el tipo de la aeronave. A ángulos de deslizamiento mayores, hasta el ángulo el cual control por medio del alerón o timón total es usado o un límite de fuerza de control contenida en el numeral 26.143 es alcanzada, los movimientos de alerón y timón no deben ser reversibles a medida que el ángulo de derrape lateral (sideslip) incrementa. Entrada súbita a un derrape (sideslip) máximo considerado apropiado para la aeronave y su recuperación, no debe resultar en características de vuelo incontrolables.

26.181 Estabilidad Dinámica.

a. Cualquier oscilación de periodo corto sin incluir oscilaciones combinadas laterales y direccionales que ocurran dentro de la velocidad de perdida y la velocidad máxima permitida y apropiada para la configuración de la aeronave, debe ser altamente amortiguada con los controles primarios:

(1) Libres; y
(2) En posición fija.

b. Cualesquiera oscilaciones combinadas laterales y direccionales (giros alemanes "Dutch roll") que ocurra dentro de la velocidad de perdida y la velocidad máxima permitida apropiada para la configuración de la aeronave, debe ser amortiguada hasta una amplitud de 1/10 en 7 ciclos con los controles primarios:

(1) Libres; y
(2) En posición fija.

PERDIDAS (STALLS)

26.201 Pérdida con Alas Niveladas.

a. Debe ser posible de producir y corregir un movimiento de giro por medio del uso irreversible de los controles de giro y de producir y corregir un movimiento de guiñada por medio del uso irreversible e los controles direccionales, hasta el momento en el que la aeronave entra en perdida.

b. Las características de perdida con las alas niveladas deben ser demostradas en vuelo como sigue. Empezando de una velocidad ligeramente superior por encima de la velocidad de

pérdida, el control del elevador debe ser halado de tal forma que la tasa de reducción de la velocidad no exceda un nudo por segundo hasta que la pérdida es producida, como es mostrado por un movimiento incontrolable de cabeceo de la aeronave hacia abajo, o hasta que el control alcance el tope. El uso normal del control del elevador para recuperación es permitido luego que la aeronave a entrado en pérdida.

d. Durante la entrada a maniobra y su recuperación, debe ser posible prevenir más de 20 grados de giro (roll) o guiñada (yaw) por medio del uso normal de controles.

e. El cumplimiento con los requerimientos de esta sección debe ser demostrado bajo las siguientes condiciones:

(1) *Flaps de ala.* Retraídos, totalmente extendidos y cada posición operacional intermedia.
(2) *Aletas Deflectoras* de refrigeración para el motor *(cowl flap).* Apropiados a la configuración.
(3) *Potencia:*
(i) Sin Potencia; y
(ii) 75 por ciento de la potencia máxima continúa.
(4) *Compensación.* La aeronave en compensación a una velocidad de $1.5V_{S1}$ o la mínima velocidad de compensación, cualquiera que sea mayor.
(5) *Hélice.* Posición de incremento total de rpm para la condición sin potencia.

26.203 Giro y Perdida Acelerada en Giro.

Giros y perdidas aceleradas en giro deben ser determinadas con pruebas como sigue:

a. Establecer y mantener un giro coordinado con ángulo de banqueo de 30 grados. Reducir la velocidad haciendo el giro más agudo con el elevador de forma estable y progresiva hasta que la aeronave entre en perdida, o hasta que el control alcance el tope. La tasa de reducción de velocidad debe ser constante, y:

(1) Para una perdida en giro (turning flight), no debe exceder un nudo por segundo; y
(2) Para una perdida acelerada en giro, ser 3 a 5 nudos por segundo con el incremento estable de la aceleración normal.

b. Luego que la aeronave ha entrado en perdida, o hasta que el control alcance el tope, debe ser posible recobrar el vuelo con alas niveladas por medio del uso normal de los controles de vuelo, pero sin incrementar la potencia y sin:

(1) Perdida excesiva de altitud;
(2) Movimiento de cabeceo hacia arriba indebido
(3) Tendencia incontrolable a la barrena.

(4) Excediendo un ángulo de banqueo de 60 grados en la dirección original del giro o 30 grados en la dirección opuesta en el caso de perdida en vuelo de giro;
(5) Excediendo la velocidad máxima permitida o el factor de carga limite permitido en el caso de perdidas aceleradas en giro; y

c. Cumplimiento con los requerimientos de esta sección deben ser demostrados bajo las siguientes condiciones:
(1) *Flaps de los planos:* Retraídos, totalmente extendidos y cada posición normal operacional intermedia;
(2) *Aletas Deflectoras* de refrigeración para el motor *(cowl flaps):* Apropiados a la configuración;
(3) *Potencia:* 75 por ciento de la potencia máxima continua; y
(4) *Compensación:* La aeronave en compensación a una velocidad de 1.5VS1 o la mínima velocidad de compensación, cualquiera que sea mayor.

26.207 Alarma de Pérdida.

a. Debe existir un aviso distintivo y claro de perdida, con los flaps en posición normal, en vuelo recto y giros.

b. La alarma de perdida debe funcionar a través de las cualidades aerodinámicas inherentes de la aeronave o por medio de un dispositivo que dará indicaciones claras distinguibles bajo condiciones esperadas de vuelo. Sin embargo, un dispositivo visual para alarma de perdida que requiera la atención de la tripulación dentro de la cabina no es aceptable por sí solo.

c. La alarma de pérdida debe empezar a una velocidad que exceda la velocidad de pérdida por un margen no menor a 5 nudos, pero no mayor a 10 nudos y debe continuar hasta que la pérdida ocurra.

BARRENAS (SPINNING)

26.221 Barrenas

a. Una aeronave debe ser capaz de recuperarse de un giro de barrena o una barrena de tres segundos, la que tome más tiempo, en no más de un giro adicional, con los controles usados de una manera normal para su recobro. En adición:

(1) Para ambas condiciones con flaps retraídos y flaps extendidos, el límite de velocidad del aire aplicable y el límite positivo de factor de carga para maniobras no debe ser excedido;

(2) Ninguna fuerza de control o característica que sea encontrada durante la barrena o la recuperación debe afectar de forma adversa la recuperación pronta;
(3) Debe ser imposible obtener barrenas no recuperables con cualquier uso de los controles; y
(4) Para la condición con flaps extendidos, los flaps deben estar retraídos durante la recuperación.

b. A opción del solicitante, la aeronave puede ser designada resistente a las barrenas, estas características debe ser demostrada con:

(1) Un peso de cinco por ciento más que el más alto peso del solicitado para aprobación;
(2) Un centro de gravedad de al menos un tres por ciento de la cuerda aerodinámica trasera de la posición más atrás del solicitado para aprobación;
(3) Un recorrido hacia arriba del elevador de 4º en exceso del cual el elevador es limitado para su aprobación; y
(4) Un recorrido del timón, de 7º en ambas direcciones, en exceso del cual el recorrido del timón es limitado para su aprobación.

CARACTERISTICAS DE MANEJO EN TIERRA

26.231 Estabilidad y Control Longitudinal.

Una aeronave de tierra no debe tener ninguna tendencia incontrolable a bajar la nariz en cualquier condición operacional razonablemente esperada, incluyendo rebote durante el aterrizaje o despegue. Los frenos de llantas deben operar suavemente y no deben inducir ninguna tendencia indebida a bajar la nariz.

26.233 Estabilidad y Control Direccional.

a. Un componente cruzado de velocidad del viento de 90 grados y a una velocidad de viento de 10 nudos, demostrada a cualquier velocidad a la cual la aeronave se espera ser operada en tierra.

b. La aeronave debe ser satisfactoriamente controlable en aterrizajes sin potencia a velocidades normales de aterrizaje, sin usar frenos o potencia del motor para mantener una trayectoria recto.

c. La aeronave debe tener control direccional adecuado durante el procedimiento de taxeo.

26.235 Condiciones de Taxeo en Superficies sin Pavimentar.

La aeronave debe demostrar tener características satisfactorias y los mecanismos amortiguadores no deben dañar la estructura de la aeronave cuando está en procedimiento de carreteo en la superficie mas rugosa que podría ser razonablemente esperada durante operación normal y cuando los despegues y aterrizajes sean realizados en pistas sin pavimento teniendo superficies rugosas que pueden ser razonablemente esperadas en operación normal.

26.239 Características de Aspersión.

La operación de en actividades de aviación agrícola (si aplica al diseño propuesto) ó aspersión no debe oscurecer de forma peligrosa la visión de los pilotos o dañar las hélices u otras partes de la aeronave durante procedimientos de carreteo, despegue y aterrizaje.

Dichas aeronaves deberán cumplir, adicional a los requerimientos de la Parte Vigésimo Sexta, con los siguientes requisitos especiales:

a. Tener cabina cerrada.

b. Estar equipadas con una compuerta ventral para descarga de emergencia. Dicha compuerta deberá estar en capacidad de expulsar la mitad de la máxima carga del producto agroquímicos en 45 segundos y debe poseer un medio o método para prevenir la expulsión inadvertida.

c. Si el equipo ha de ser utilizado para instrucción de vuelo en aviación agrícola, deberá ser doble comando.

d. Esté equipada con un arnés de seguridad de hombros apropiado y correctamente instalado para el Piloto en cumplimiento con el numeral 26.785 del presente reglamento.

e. Estar dotadas de equipos de aplicación debidamente calibrados y aprobados por el ICA conforme a lo de su competencia.

f. Con la conversión o instalación del depósito de insumos y el equipo de aspersión no se excederá ninguna limitación estructural o de rendimiento de la aeronave.

REQUERIMIENTOS DE VUELO MISCELÁNEOS

26.251 Vibraciones (Mecánicas y Aerodinámicas (Buffeting)).

Cada parte de la aeronave debe estar libre de vibraciones excesivas bajo cualquier velocidad apropiada y condiciones de potencia hasta por lo menos un valor mínimo de V_D permitido en el numeral 26.335. En adición, no debe haber sacudidas en cualquier condición de vuelo normal suficientemente severa para interferir con el control satisfactorio de la aeronave, causar fatiga excesiva a la tripulación de vuelo o resultar en daño estructural. Sacudidas durante el aviso de pérdida, dentro de estos límites es permitido.

SUBPARTE C – ESTRUCTURA

GENERAL

26.301 Cargas.

a. Los requerimientos de resistencia son especificados en términos de cargas limite (las cargas máximas que serán esperadas en servicio) y cargas ultimas (cargas limite multiplicadas por factores prescritos de seguridad). A menos que de alguna forma sea previsto, las cargas prescritas son las cargas limite.

b. A menos que sea de alguna forma especificada las cargas aéreas y de tierra deben ser ubicadas en equilibrio con fuerzas de inercia, considerando cada elemento con masa en la aeronave. Estas cargas deben ser distribuidas para que de una forma conservadora se aproxime o represente condiciones actuales.

c. Si las deflexiones debido a cargas, significativamente cambiaran la distribución externa o interna de las cargas, esta redistribución debe ser considerada.

d. Criterios para simplificar el diseño estructural dados en la Numeral C y su Apéndice, pueden ser usados para aeronaves con configuraciones convencionales. Si el apéndice A de esta parte es usado, todo el apéndice debe sustituir las secciones correspondientes de esta numeral, p.e. 26.321 a 26.459.

26.303 Factor de Seguridad.

A menos que sea de alguna manera provisto, un factor de seguridad de 1.5 debe ser usado.

26.305 Deformación y Resistencia.

a. La estructura debe ser capaz de soportar cargas límite sin deformación perjudicial permanente. A cualquier carga hasta las cargas limites, la deformación no debe interferir con la seguridad de operación.

b. La estructura debe soportar las cargas últimas sin falla por lo menos por tres segundos. Sin embargo, cuando la prueba de resistencia es demostrada por medio de pruebas dinámicas que simulan las condiciones de carga actuales, el límite de tres segundos no aplica.

26.307 Prueba de la Estructura.

a. Cumplimiento con los requerimientos de resistencia y deformación del numeral 26.305 debe ser mostrado para cada condición de carga crítica. El análisis estructural puede ser usado solamente si la estructura se conforma a aquellos análisis para los cuales la experiencia ha mostrado que este método es confiable. En otros casos sustentaciones de prueba de carga deben realizarse. Pruebas dinámicas, incluyendo pruebas estructurales de vuelo, son aceptables si las condiciones de la carga de diseño han sido simuladas.

b. Ciertas partes de la estructura deben ser probadas como esta especificado en la numeral D.

CARGAS EN VUELO

26.321 General.

a. Los factores de carga en vuelo representan la relación de la componente de la fuerza aerodinámica (actuando normal al eje longitudinal de la aeronave) con el peso de la aeronave. Un factor de carga en vuelo positivo es uno en el cual las fuerzas aerodinámicas actúan hacia arriba, con respecto a la aeronave.

b. Cumplimiento con los requerimientos de carga en vuelo de esta numeral deben mostrarse:

(1) A cada altitud critica dentro del rango en el cual la aeronave puede esperarse que opere; y,
(2) Para cada altitud y peso requerido, para cualquier distribución practica de carga desechable dentro de las limitaciones operacionales especificadas en el Manual de Vuelo.

26.331 Condiciones de Vuelo Simétricas.

a. La carga apropiada balanceadora de la cola horizontal debe ser considerada de una manera racional y conservadora cuando se estén determinando las cargas en las alas y las cargas lineares de inercia correspondientes a cualquiera de las condiciones de vuelo simétricas especificadas en los numerales 26.331 al 26.345.

b. Las cargas de la cola horizontal que incrementan debido a maniobras y ráfagas de viento deben reaccionar por la inercia angular de la aeronave en una manera racional o conservadora.

26.333 Envolvente de Vuelo.

a. *General.* Cumplimiento con los requerimientos de resistencia de esta numeral debe mostrarse en cualquier combinación de velocidad del aire y factor de carga en y dentro de los limites de una envolvente de vuelo (similar a la del literal (d) de este numeral) que representa la envolvente de las condiciones de carga en vuelo especificadas por los criterios de maniobra y ráfagas de viento de los literales (b) y (c) de este numeral respectivamente.

b. *Envolvente de maniobra.* A excepción de donde este limitado por coeficientes de sustentación máximos (estáticos), la aeronave es asumida estar sujeta a maniobras simétricas resultantes en los siguientes factores de carga limite:

(1) El factor de carga de maniobra positivo especificado en el numeral 26.337 hasta velocidades V_D;

(2) El factor de maniobra de carga negativo especificado en el numeral 26.337 a V_D; y

(3) Factores que varíen linealmente con la velocidad desde el valor especificado a V_C hasta 0.0 en V_D.

c. *Envolvente de ráfaga de viento.*

(1) Se asume que la aeronave está sujeta a ráfagas de viento verticales simétricas en vuelo nivelado. Los factores de carga limite resultantes deben corresponder a las condiciones determinadas como sigue:
(i) Ráfagas positivas (hacia arriba) y negativas (hacia abajo) de 50 f.p.s.(feet per second = pies por segundo) (15 m/s) a V_C deben ser consideradas.
(ii) Ráfagas positivas y negativas de 25 f.p.s (7.5 m/s) a V_D deben ser consideradas.

(2) Lo siguiente tiene que ser asumido:

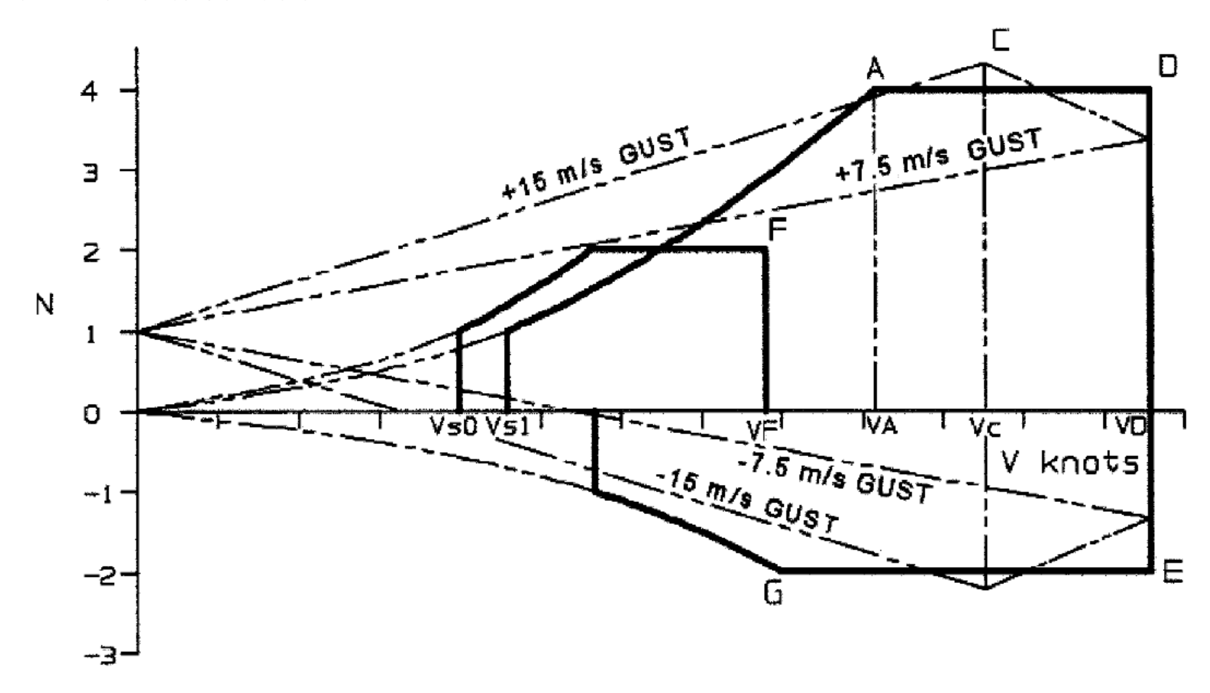
(i) La forma de la ráfaga es:

$$U = \frac{U_{de}}{2}\left(1 - \cos\frac{2\pi s}{25C}\right)$$

Donde:
s = distancia penetrada dentro de la ráfaga (ft.);
C = Cuerda media geométrica del ala (ft.); y
U_{de} = Velocidad de la ráfaga derivada a la que se refiere en el literal c) 1) de esta sección.

(ii) Factores de carga de la ráfaga varían linealmente con la velocidad entre V_C y V_D.

d. *Envolvente de vuelo.*



El punto G no necesita ser investigado cuando la condición suplementaria especificada en el numeral 26.369 es investigada.

26.335 Velocidades de Diseño con Respecto a la Masa del Aire.

Las velocidades de diseño son velocidades equivalentes (equivalent airspeeds, EAS).

a. *Velocidad de crucero de diseño, V_C.* Para V_C lo siguiente aplica: (ASTM 5.2.4.3)

(1) V_C (en nudos) no puede ser menor que:

$V_C = 33\sqrt{W/S}$ ($V_C = 4.77\sqrt{Mg/S}$) (kt); $V_C = 2.4\sqrt{Mg/S}$) (m/s))

Donde W/S = Carga alar al peso máximo de despegue de diseño (N/s^2)
Donde M/S = Carga alar al peso máximo de despegue de diseño (kg/m^2)
Donde g = Aceleración debido a la gravedad (9.81 m/s^2)

(2) V_C no puede ser mayor que $0.9V_H$ a nivel del mar.

b. *Velocidad de picada de diseño V_D.* Para V_D, lo siguiente aplica: (ASTM 5.2.4.4)

(1) V_D no debe ser menor que $1.25V_C$; y
Con V_{Cmin}, la velocidad de crucero mínima de diseño, V_D (en nudos) no debe ser menor que $1.4V_{Cmin}$.

c. *Velocidad de maniobra de diseño V_A.* Para V_A, lo siguiente aplica:

(1) V_A no debe ser menor que $V_S\sqrt{n}$ donde:

(i) V_S es una velocidad de perdida computada con los flaps retraídos al peso de diseño, normalmente basados en los coeficientes de fuerza normales máximos de la aeronave, C_{NA}; y

$$V_S = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho C_{LMAX} S}}, (m/s) = 2.484\sqrt{\frac{W}{C_{LMAX} S}} (kts)$$

(ii) n es el factor de carga de maniobra limite usado en diseño.

(2) El valor de V_A no debe exceder el valor de V_C usado en diseño.

26.337 Factores de Carga Límite de Maniobra.

a. El factor de carga limite positivo de maniobra n no puede ser menor que 4.0.

b. El factor de carga limite negativo de maniobra no puede ser menor que -2.0.

26.341 Factores de Carga de Ráfagas.

En la ausencia de un análisis más racional, los factores de carga de ráfaga deben ser computados como sigue:

$$n = 1 + \frac{1/2 \rho_O \ Va K_g U_{de}}{Mg/S}$$

Donde:
K_g = 0.88 μ_g/5.3 + μ_g = factor de ráfaga de alivio;
μ_g = 2(W/S)/ρ.C.a.g = relación de masa de la aeronave;
U_{de} = Velocidad de ráfaga derivada a la que se refiere en el numeral 26.333(c) (f.p.s.);
ρ_o = Densidad del aire (slugs/cu.ft.);
Mg/S = Carga alar (p.s.f.) debido al peso aplicable de la aeronave en el caso particular de carga.
C = Cuerda media geométrica (ft.);
g = Aceleración debido a la gravedad (ft./seg.2)
V = Velocidad equivalente de la aeronave (nudos); y
a = Pendiente de la curva del coeficiente de fuerza normal de la aeronave C_{NA} por radian, si las cargas de ráfaga son aplicadas a las superficies del ala y la cola horizontal simultáneamente por medio de un método racional. La pendiente de la curva de sustentación C_L por radian puede ser usada cuando la carga de ráfaga es aplicada a las alas solamente y las cargas de ráfaga en la cola horizontal son tratadas como una condición separada.

26.345 Dispositivos Hipersustentadores.

a. Si flaps o dispositivos hipersustentadores similares son usados para despegue, aproximación o aterrizaje, la aeronave, con los flaps totalmente extendidos a V_F, se asume que está sujeto a maniobras simétricas y ráfagas dentro del rango determinado por:

(1) Maniobras, hasta un factor de carga limite positivo de 2.0; y
(2) Ráfagas positivas y negativas de 25 pies por segundo (7.5 m/s) actuando normal a la trayectoria de vuelo en vuelo nivelado.

b. V_F debe asumirse menor que 1.4V_S o 1.8V_{SF}, cualquiera que sea mayor, donde:

(1) V_S es la velocidad de perdida computada con los flaps retraídos al peso de diseño; y
(2) V_{SF} es la velocidad de perdida computada con los flaps completamente extendidos al peso de diseño.
(3) Si un dispositivo automático limitante de carga es usado en los flaps, la aeronave debe ser diseñada para las combinaciones críticas de velocidad del aire y posición de flaps permitidas por ese dispositivo.

c. Los flaps, las condiciones prescritas en el literal a) de este numeral. En el diseño de los flaps, sus mecanismos de operación y sus estructuras de soporte, deben ser diseñados teniendo en consideración:

(1) Una ráfaga frontal con una velocidad de 25 pies por segundo (7.5 m/s) (EAS).
(2) Los efectos de deslizamiento especificados en 26.457(b).

d. Los requerimientos del numeral 26.457, y lo de este literal pueden ser cumplidos por separado o en combinación.

26.347 Condiciones de Vuelo Asimétricas.

Se asume que la aeronave está sujeta a condiciones de vuelo asimétricas de los numerales 26.349 y 26.351. Momentos aerodinámicos no balanceados alrededor del centro de gravedad deben ser reaccionados de una manera racional y conservadora, considerando las masas principales que generan las fuerzas de inercia de reacción.

26.349 Condiciones de Giro.

El ala y sus montantes deben ser diseñados para las siguientes condiciones de carga:

a. Cargas alares asimétricas apropiadas a la categoría. A menos que los siguientes valores resulten en cargas irreales, las aceleraciones de giro pueden ser obtenidas por medio de la modificación de las condiciones simétricas de vuelo en el numeral 26.333 (d) como se muestra a continuación:
En condición A, asumir que el 100 por ciento de la carga en la envergadura media actúa en un lado de la aeronave y 70 por ciento de esta carga actúa en el otro lado.

b. Las cargas que resultan de las deflexiones del alerón y velocidades especificadas en el numeral 26.455, en combinación con un factor de carga de la aeronave de por lo menos dos tercios del factor de carga de maniobra positivo usado para el diseño. A menos que los siguientes valores resulten en cargas irreales, el efecto del desplazamiento del alerón en la torsión del ala puede ser tomado en consideración agregando el siguiente incremento al coeficiente de momento del perfil aerodinámico sobre la porción del alerón de la envergadura en la condición crítica determinada en el numeral 26.333 (d):

$$\Delta c_m = -0.01\delta$$

Dónde:
Δc_m es el incremento del coeficiente de momento; y

δ es la deflexión hacia abajo del alerón en grados en la condición crítica.

26.351 Condiciones de Guiñada (Yaw).

La aeronave debe estar diseñada para cargas de guiñada en las superficies verticales que resulten de las cargas especificadas en los numerales 26.441 al 26.445.

26.361 Torque del Motor.

a. Cada montante del motor y la estructura que lo soporta debe estar diseñado para los efectos de:

(1) Un torque de motor límite correspondiente a la potencia de despegue y la velocidad de hélice actuando simultáneamente con el 75 por ciento de las cargas límites de la condición de vuelo A de el numeral 26.333(d); y
(2) Un torque de motor límite como se especificó en 26.361 (b) actuando simultáneamente con las cargas límite de la condición de vuelo A de el numeral 26.333 (d);

b. El torque límite del motor que se considerara bajo el literal a) 2) de este numeral debe obtenerse multiplicando el torque promedio por un factor de:

(1) 1.33 para motores con cinco o más cilindros; y
(2) 2, 3 o 4, para motores con cuatro, tres o dos cilindros respectivamente.

26.363 Fuerza Lateral en Montante del Motor.

a. Cada montante del motor y su estructura de soporte debe ser diseñada para un factor de carga límite en una dirección lateral, para una carga lateral en el montante del motor, no menor a 1.5.

b. La fuerza lateral prescrita en el literal (a) de este numeral puede ser asumida que es independiente de otras condiciones de vuelo.

26.369 Viga Trasera de Sustentación.

a. Si una viga trasera de sustentación es usada, debe estar diseñada para resistir de flujo de aire reversible a una velocidad de diseño de:

$V = 1.26\sqrt{(W/S)} + 8.7$ (nudos), donde W/S = carga alar al peso máximo de despegue de diseño, N/m^2.

b. Cualquier información aerodinámica para la sección de ala usada en particular, o un valor de C_L que sea igual a -0.8 con una distribución en el sentido de la cuerda que es triangular entre un pico del borde de salida y cero en el borde de entrada, debe ser usado.

26.373 Dispositivos de Control de Velocidad.

Si dispositivos de control de velocidad (tales como spoilers y flaps de resistencia) son incorporados para ser usados durante condiciones en ruta:

a. La aeronave debe estar diseñada para las maniobras simétricas y ráfagas prescritas en los numerales 26.333, 26.337 y 26.341, y las maniobras de yawing y ráfagas laterales en los numerales 26.441 y 26.443, con el dispositivo extendido a velocidades indicadas por la placa de dispositivo extendido; y

b. Si el dispositivo tiene características de operación automáticas o limitantes de carga, la aeronave debe estar diseñada para las maniobras y condiciones de ráfaga prescritas en el literal (a) de esta sección a las velocidades y correspondientes posiciones del dispositivo que los mecanismos permitan.

CARGAS EN LA SUPERFICIE Y SISTEMA DE CONTROL

26.391 Cargas en la Superficie de Control.

a. Las cargas en la superficie de control especificadas en los numerales 26.397 al 26.459 son asumidas que ocurren en condiciones descritas en los numerales 26.331 al 26.351.

26.395 Cargas en el Sistema de Control.

a. Cada sistema de control de vuelo y la estructura que lo soporta debe estar diseñado para cargas correspondientes a por lo menos el 125 por ciento de los momentos de bisagra de las superficies de control movibles computados en las condiciones prescritas en los numerales 26.391 al 26.45 En adición, lo siguiente aplica:

(1) Las cargas limite del sistema no necesitan exceder la más alta de las cargas que pueden ser producidas por el piloto. Las fuerzas del piloto usadas para diseño no deben exceder las fuerzas máximas prescritas en el numeral 26.397(b).

(2) El diseño debe, en cualquier caso, proporcionar un sistema resistente para el servicio, considerando bloqueos, ráfagas en tierra, vientos verticales durante en carreteos, inercia de control y fricción. Cumplimiento con este ítem puede mostrarse diseñando para las cargas que resulten de la aplicación de las fuerzas mínimas prescritas en el numeral 26.397(b).

b. Un factor del 125 por ciento en momentos de bisagra computados, debe ser usado para diseñar los sistemas del elevador, alerón y sistemas de timón. Sin embargo, una factor tan bajo como 1.0 puede ser usado si los momentos de bisagra son basados en información exacta de prueba de vuelo, la reducción exacta que depende en la exactitud y confiabilidad de la información.

c. Las fuerzas del piloto usadas para diseño son asumidas que actúan en el mango y almohadillas de control así como seria durante el vuelo y reacciona en las conexiones del sistema de control en los cachos de la superficie de control.

26.397 Fuerzas de Control Límite y Torques.

a. En la condición de carga en vuelo en la superficie de control, las cargas del aire en las superficies movibles y sus deflexiones correspondientes no necesitan exceder aquellas que resultarían en vuelo por la aplicación de cualquier fuerza por el piloto dentro de los rangos especificados en el literal (b) de esta sección. En la aplicación de este criterio los efectos de aletas deben ser considerados.

b. Las fuerzas y torques límite por el piloto son como se muestra a continuación:

Control	**Fuerzas y torques máximos para el peso de diseño (D=Diámetro de cabrilla)**	**Fuerzas o torques mínimos**
Alerón:		
Palanca	67 lbs (30 daN)	40.5 lbs (18 daN)
Rueda[1]	50 D in.-lbs[4] (22.2 D mdaN)	40 D in.-lbs[4] (17.8 D mdaN)
Elevador:		
Palanca	167 lbs (74 daN)	100 lbs (44 daN)
Rueda (simétrica)	200 lbs (89 daN)	100 lbs (44 daN)
Rueda (asimétrica)[5]		100 lbs (44 daN)
Timón	200 lbs (89 daN)	130 lbs (58 daN)

[1] Las partes criticas del sistema de control del alerón deben estar también diseñadas para una fuerza individual tangencial con un valor límite de 1.25 veces la fuerza par determinada del criterio anterior.

26.399 Sistema de Control Dual.

Cada sistema de control dual debe estar diseñado para:

a. Resistir la fuerza de los pilotos aplicadas en al mismo tiempo en la misma dirección; y

b. Resistir la fuerza de los pilotos operando en oposición, usando fuerzas individuales por los pilotos de 0.75 veces aquellas obtenidas bajo el numeral 26.395 (a).

26.405 Sistema de Control Secundario.

Los controles secundarios, tales como frenos de rueda, spoilers y controles de compensación, deben estar diseñados paras las fuerzas máximas que el piloto podría aplicar a esos controles.

26.407 Efectos de la Aleta de Compensación (Trim).

Los efectos de las aletas de compensación en las condiciones de diseño de la superficie de control deben tenerse en consideración solamente donde las cargas en la superficie son limitadas por el esfuerzo máximo del piloto. En estos casos, se considera que la deflexión del las aletas es en la dirección que asistirían al piloto. Estas deflexiones deben corresponder al máximo grado de "fuera de compensación" esperados a la velocidad para la condición que está siendo considerada.

26.409 Aletas

Las aletas de la superficie de control debe estar diseñada para la combinación más severa de velocidad del aire y deflexión de la aleta que sería posible obtener dentro de la envolvente de vuelo para cualquier condición de carga usable.

26.415 Condiciones de Ráfaga en Tierra.

a. El sistema de control debe ser inspeccionado para cargas de superficie de control debido a ráfagas en tierra y vientos debido al procedimiento de carreteo de la siguiente manera:

(1) Si una inspección del sistema de control para cargas de ráfagas en tierra no es requerida por el literal (a)(2) de esta sección, pero el solicitante elige diseñar una parte del sistema de control de estas cargas, estas cargas solamente necesitan cargarse desde las puntas de la superficie de control a través del punto más cercano de parada o seguro de ráfaga y la estructura que lo soporta

(2) .Si fuerzas ejercidas por el piloto menores que las especificadas en el numeral 26.397(b) son usadas para diseño, los efectos de las cargas en la superficie debido a las ráfagas en tierra y vientos debido al taxeo deben ser investigados para el sistema de control en su totalidad de acuerdo a la formula:

H = K c S q

Donde:

H = momento de bisagra limite (ft.-lbs);

c = cuerda media de la superficie de control detrás de la línea de bisagra (ft.);

S = área de la superficie de control detrás de la línea de bisagra (sq. ft.);

q = presión dinámica (p.s.f.) basada en una velocidad de diseño no menor que $14.6\sqrt{(W/S)}+14.6$ (f.p.s.) donde W/S = carga alar al peso máximo de diseño, a excepción que la velocidad de diseño no necesita exceder 88 (f.p.s.);

K = factor de momento de bisagra límite para ráfagas en tierra derivadas en el literal (b) de esta sección. (Para alerones y elevadores, un valor positivo de K indica un momento que tiende a presionar la estructura y un valor negativo de K indica un momento que tiende a elevar la superficie).

b. El factor de momento de bisagra limite K para ráfagas en tierra deben ser derivadas como sigue:

Superficie	**K**	**Posición de los controles**
(a) Alerón	0,75	Columna de control asegurada y fijada en posición media
(b) Alerón	±0,5	Alerones en carrera total; momento + en un alerón, momento - en el otro.
(c) Elevador	±0,75	(c) Elevador total arriba (-).
(d) Elevador		(d) Elevador total abajo (+).
(e) Timón	±0,75	(e) Timón en neutro.

(f) Timón		(f) Timón en carrera total.

c. A todos los pesos entre el peso vacío y el peso máximo declarado para el aseguramiento en el manual apropiado, cualquier punto de sujeción y estructura alrededor, sistema de control, superficies y seguros de ráfagas asociados, deben estar diseñados para resistir las condiciones de carga limite que existen cuando la aeronave se encuentra amarrada y que resultan de velocidades de viento de hasta 65 nudos horizontalmente a partir cualquier dirección.

SUPERFICIES ESTABILIZADORAS Y BALANCEADORAS HORIZONTALES

26.421 Cargas Balanceadoras.

a. Una carga balanceadora de la superficie horizontal es una carga necesaria para mantener equilibrio en cualquier condición de vuelo especificada sin ninguna aceleración en el movimiento de cabeceo.

b. Las superficies balanceadoras horizontales deben estar diseñadas para balancear las cargas que ocurren en cualquier punto en la envolvente de maniobra limite y en las condiciones de flaps especificadas en el numeral 26.345.

26.423 Cargas de Maniobra.

Cada estructura de superficie horizontal debe estar diseñada para las cargas de maniobra impuestas por las siguientes (a) más (b), o (c), o (d):

a. Un movimiento súbito del control de cabeceo, a la velocidad V_A, hasta (1) el movimiento trasero máximo y (2) el movimiento delantero máximo, como está limitado por los limites de parada del control, o el esfuerzo del piloto, cualquiera que sea crítico.

b. Un movimiento trasero súbito del control de cabeceo a velocidades por encima de V_A, seguido por un movimiento hacia delante del control de cabeceo resultando en las siguientes combinaciones de aceleración normal y angular:

condición	Aceleración Normal (n)	Aceleración angular (radianes/seg^2)	Aceleración angular (radianes/seg^2)*

cabeceo nariz arriba	1,0	$+39n_m xVx(n_m-1.5)$	$+20.1n_m xVx(n_m-1.5)$
cabeceo nariz abajo	n_m	$-39n_m xVx(n_m-1.5)$	$-20.1n_m xVx(n_m-1.5)$

Donde:

(1) n_m = factor de carga positivo límite para maniobra usada para el diseño de la aeronave; y
(2) V = velocidad inicial en nudos.
(3) *V = velocidad inicial en m/s.

Las condiciones en este literal involucran cargas que corresponden a las cargas que podrían ocurrir en una “*maniobra verificada*” (una maniobra en la cual el control de cabeceo es repentinamente desplazado en una dirección y luego repentinamente movido en la dirección opuesta), las deflexiones y sincronización de la “*maniobra chequeada*” deben tratar de no exceder el factor de carga límite para maniobra. La carga total de la superficie horizontal para las condiciones de cabeceo nariz arriba y nariz abajo es la suma de las cargas balanceadoras en V y el valor especificado del factor de carga normal n, mas el incremento en la carga de maniobra debido al valor especificado de la aceleración angular.

c. Un movimiento trasero súbito del control de cabeceo, en los siguientes casos debe ser considerado:

(1) Velocidad V_A, deflexión trasera máximo;
(2) Velocidad V_A, deflexión delantera máximo;
(3) Velocidad V_D, un tercio de la deflexión trasera máximo;
(4) Velocidad V_D, un tercio de la delantera trasera máximo.

Las siguientes asunciones deben ser hechas:

(A) La aeronave esta inicialmente nivelada en vuelo, y su altitud y velocidad no cambia.
(B) Las cargas están balanceadas por fuerzas de inercia.

d. Un movimiento trasero súbito del control de cabeceo tal que cambie la aceleración normal desde un valor inicial a un valor final, los siguientes casos deben ser considerados (ver Fig. 1):

Speed	Initial Condition	Final Condition	Load Factor Increment
V_A	A_1	A	n1 – 1
	A	A_1	1 – n1
	A_1	G	n4 – 1
	G	A_1	1 – n4
V_D	D_1	D	n2 – 1
	D	D_1	1 – n2
	D_1	E	n3 – 1
	E	D_1	1 – n3

(Ver 26.333)

Para los propósitos de estos cálculos la diferencia de la velocidad del aire entre V_A y el valor correspondiente al punto G en la maniobra de la envolvente, puede ser ignorado.

Las siguientes asunciones deben ser hechas:

(1) La aeronave esta inicialmente nivelada en vuelo, y su altitud y velocidad no cambia.
(2) Las cargas están balanceadas por fuerzas de inercia.
(3) Las cargas aerodinámicas en la cola están dadas por:

$$\Delta P = \Delta n M g \left[\frac{X_{cg}}{l_t} - \frac{S_{ht}}{S} \frac{a_{ht}}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{\rho_0}{2} \left(\frac{S_{ht}\ a_{ht}\ l_t}{M} \right) \right]$$

Donde,
ΔP = incrementos de carga de la cola horizontal, positiva hacia arriba (N)
Δn = incrementos de factor de carga
M = masa de la aeronave (kg)
g = aceleración debida a la gravedad (m/s^2)
x_{cg} = distancia longitudinal del aeroplano al CG trasero del menor centro aerodinámico de la cola horizontal (m)
S_{ht} = area de la cola horizontal (m^2)
a_{ht} = pendiente de la sustentación de la cola horizontal por radian
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ = rata de cambio del ángulo aguas abajo con el ángulo de ataque
ρ_o = densidad del aire a nivel del mar (kg/m^3)
l_t = brazo de la cola mar (m)
S = área del plano (m^2)
a = pendiente de la sustentación del plano por radian

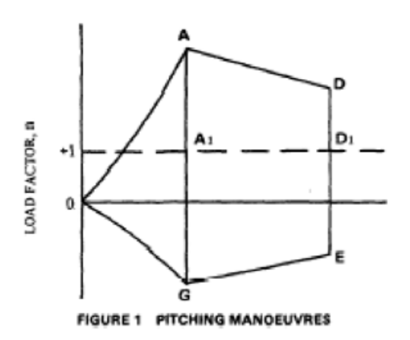


FIGURE 1 PITCHING MANOEUVRES

26.425 Cargas de Ráfaga.

a. Cada superficie horizontal, otra diferente al ala principal, debe estar diseñada para cargas resultantes de: (ASTM 5.5.2.1)

(1) Velocidades de ráfaga especificadas en el numeral 26.333(c) con los flaps retraídos; y
(2) Ráfagas positivas y negativas de 25 f.p.s. de intensidad nominal a V_F correspondientes a las condiciones de vuelo especificadas en el numeral 26.345(a)(2).

b. Los promedios de cargas en la Figura B3 y la distribución de la Figura B8 pueden ser usados para determinar los incrementos de las cargas en ráfaga, para los requerimientos del literal (a) aplicado en incrementos tanto arriba como debajo de acuerdo al literal (c).

c. Cuando se esté determinando la carga total de las superficies horizontales para las condiciones especificadas en el literal (a) de esta sección, las cargas balanceadoras iniciales para un vuelo estable desacelerado a las velocidades de diseño pertinentes V_F, V_C y V_D deben ser determinadas con anterioridad. El incremento de carga en la cola que resulta de las ráfagas debe ser agregado a la carga inicial balanceadora para obtener la carga total de la cola.

d. En la ausencia de un análisis más racional, el incremento de carga debido a ráfaga debe ser calculada como se muestra a continuación solo en configuraciones de aeronaves con la superficie horizontal trasera, a menos que su uso sea mostrado ser conservador en alguna otra parte:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{498}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

donde:
ΔL_{ht} = Incremento de carga en la cola horizontal (lbs.);
K_g = Factor de ráfaga de alivio definido en el numeral 26.341;
U_{de} = Velocidad de ráfaga derivada (f.p.s.);
V = Velocidad equivalente de la aeronave (nudos);
a_{ht} = Pendiente de la curva de sustentación para la horizontal trasera (por radian)
S_{ht} = Área de la superficie sustentadora horizontal trasera (ft2); y

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ = Factor de downwash

26.427 Cargas Asimétricas.

a. Las superficies horizontales diferentes al ala principal y la estructura que las soporta debe estar diseñada para cargas asimétricas que surjan de efectos de guiñada y slipstream, en

combinación con las cargas prescritas para las condiciones de vuelo estipuladas en los numerales 26.421 al 26.425.

b. En la ausencia de información más racional teniendo en consideración la ubicación de los motores, alas, superficies horizontales diferentes al ala principal y forma del fuselaje para aeronaves convencionales:

(1) El 100 por ciento de la carga máxima de las condiciones de vuelo simétricas puede asumirse en la superficie en un lado del plano de simetría; y

(2) El porcentaje de esa carga que se muestra a continuación debe ser aplicado al lado opuesto:

Porcentaje = 100-10(n-1), donde n es el factor de carga positivo de maniobra especificado, pero este valor no puede ser mayor al 80 por ciento.

SUPERFICIES VERTICALES

26.441 Cargas de Maniobras.

a. A velocidades de hasta V_A, las superficies verticales deben estar diseñadas para resistir las siguientes condiciones. En el cómputo de las cargas, la velocidad de guiñada (yaw) puede asumirse como cero:

(1) Con la aeronave en vuelo desacelerado con una guiñada (yaw) de cero, se asume que el control de timón es desplazado repentinamente a la deflexión máxima, como está limitado por los límites de parada de los controles o por fuerzas de pilotos limite.

(2) Con el timón en deflexión como esta especificado en el literal (a)(1) de esta sección, se asume que la aeronave guiña (yaw) en la dirección del ángulo de deslizamiento estático. En lugar de un análisis racional, un ángulo igual a 1.5 veces el ángulo de deslizamiento estático del literal (a)(3) de esta sección puede ser asumido.

(3) Un ángulo de guiñada (yaw) de 15 grados con el control de timón mantenido en la posición neutral (excepto que este limitado por la fuerza del piloto).

b. Reservado.

c. Los ángulos de guiñada (yaw) especificados en el literal **a.** (3) de esta sección pueden ser reducidos si el ángulo de guiñada ya escogido para una velocidad en particular no puede ser excedido durante:

(1) Condiciones de deslizamiento estable; o

(2) Movimientos de giro incontrolables a partir de banqueos excesivos.

26.443 Cargas de Ráfagas de Viento.

a. Las superficies verticales deben estar diseñadas para resistir, en un vuelo desacelerado a velocidad V_C, ráfagas laterales de los valores prescritos para V_C en el numeral 26.333(c).

b. En la ausencia de un análisis más racional, la carga debido a ráfagas de viento debe ser calculada como sigue:

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{498}$$

Donde:
L_{vt} = Cargas en la superficie vertical (lbs.);
$K_{gt} = \dfrac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ = factor de ráfaga de alivio;
$\mu_{gt} = \dfrac{2W}{\rho c_t g a_{vt} S_{vt}} \dfrac{K^2}{l_{vt}}$ = relación de masas lateral;
U_{de} = Velocidad de ráfaga derivada (f.p.s.);
ρ = Densidad del aire (slugs/cu.ft.);
W = el peso aplicable de la aeronave en el caso de carga particular (lbs.);
S_{vt} = Area de la superficie vertical (ft.2);
c_t = Cuerda media geométrica de la superficie vertical (ft.);
a_{vt} = Pendiente de la curva de sustentación de la superficie vertical (por radian);
K = Radio de giro durante guiñada (yaw) (ft.);
L_{vt} = Distancia desde el c.g. de la aeronave hasta el centro de sustentación de la superficie vertical (ft.);
g = Aceleración debido a la gravedad (ft./sec.2); y
V = Velocidad del aire equivalente (nudos).

26.445 Aletas externas o "*Winglets*".

a. Si aletas fuera de borda o "*winglets*" son incluidos en las superficies horizontales o alas, las superficies horizontales o alas deben estar diseñadas para su carga máxima en combinación con las cargas inducidas por las aletas o "*winglets*" y los momentos o fuerzas ejercidas en las superficies horizontales o alas por las aletas o "*winglets*".

b. Si las aletas o "*winglets*" exteriores se extiende por encima o debajo de la superficie horizontal, la carga critica en la superficie vertical (la carga por unidad de área como es determinado bajo las secciones 26.441 y 26.443) debe ser aplicada a:

(1) La parte de las superficies verticales por encima de la superficie horizontal con el 80 por ciento de esa carga aplicada a la parte por debajo de la superficie horizontal; y
(2) La parte de las superficies verticales por debajo de la superficie horizontal con el 80 por ciento de esa carga aplicada a la parte por encima de la superficie horizontal.

c. Los efectos de placa externa de las aletas y "*winglets*" deben ser tomados en consideración cuando se estén aplicando las condiciones de guiñada de las secciones 26.441 y 26.443 a las superficies verticales en el literal (b) de esta sección.

d. Cuando se usan métodos racionales para calcular las cargas, las cargas debido a maniobras de el numeral 26.441 en las superficies verticales y la carga horizontal de un g, incluyendo cargas inducidas en la superficie horizontal y los momentos o fuerzas ejercidas en las superficies horizontales debido a las superficies verticales, deben ser aplicada simultáneamente para la condición de carga estructural.

CONDICIONES SUPLEMENTARIAS PARA SUPERFICIES DE COLA

26.447 Cargas combinadas en las superficies de cola.

a. Con la aeronave en condiciones de carga combinada correspondiente a los puntos A o D en el diagrama V-n (Cualquier cuya condición conlleve a una mayor carga de balance) las cargas las cargas en la cola horizontal deben ser combinadas con aquellas en la cola vertical como fue especificado en el numeral 26.441.

b. El 75 por ciento de la carga de acuerdo con el numeral 26.423 para la cola horizontal y el numeral 26.441 para la cola vertical debe ser asumido para actuar de manera simultánea.

26.449 Cargas adicionales aplicables a colas en V.

Una aeronave con cola en V, debe ser diseñada para ráfagas actuando perpendicularmente con respecto a una de las superficies de cola a velocidad V_C. Este caso es suplementario a el equivalente caso de cola horizontal y vertical especificados. La interferencia mutua entre las superficies de la cola en V debe ser adecuadamente tenida en cuenta.

DISPOSITIVOS ESPECIALES Y ALERONES

26.455 Alerones.

a. Los alerones deben estar diseñados para las cargas a las cuales están sujetos:

(1) En la posición neutral durante condiciones de vuelo simétrico; y

(2) Debido a las siguientes deflexiones (excepto que estén limitadas por el esfuerzo del piloto), durante condiciones de vuelo asimétricas:

(i) Desplazamiento máximo repentino del control del alerón a V_A. Deflexiones permisibles aplicables pueden ser hechas al sistema de control.

(ii) Deflexión suficiente a V_C, donde V_C es mayor que V_A, para producir una tasa de giro no menor que la obtenida en el literal (a)(2)(i) de esta sección.

(iii) Deflexión suficiente a V_D para producir una tasa de giro no menor que un tercio de la obtenida en el literal (a)(2)(i) de esta sección.

26.457 Flaps de planos.

a. Los flaps de planos, sus mecanismos y la estructura que las soporta debe estar diseñada para cargas críticas que surjan para las condiciones de vuelo de flap extendidos con los flaps en cualquier posición. Sin embargo, si se usa dispositivos limitantes de cargas en los flaps, estos componentes pueden ser diseñados para las más críticas combinaciones de velocidad y posición de flap permitida por este dispositivo.

b. Los efectos del flujo de la hélice, correspondiente a la potencia de despegue, debe ser tenido en cuenta no menos de una velocidad $1.4V_S$, donde V_S es la velocidad de pérdida computada con flaps completamente retractados al peso de diseño. Para efectos de investigación de este flujo, el factor de carga puede ser determinado como 1.0.

26.459 Dispositivos Especiales.

Las cargas para dispositivos especiales usando superficies aerodinámicas (tales como slots y spoilers) deben ser determinadas usando información de prueba.

CARGAS EN TIERRA

26.471 General.

Las cargas en tierra límite especificadas en esta numeral son consideradas hacer cargas externas y fuerzas de inercia que actúan sobre la estructura de una aeronave. En cada condición de carga en tierra especificada, las reacciones externas deben estar en equilibrio con las fuerzas lineales y angulares e inercia de una manera racional o conservadora.

26.473 Condiciones de Carga en Tierra y Suposiciones.

a. Los requerimientos de carga en tierra de esta numeral deben cumplirse a un peso máximo de diseño a excepción que las secciones 26.479, 26.481 y 26.483 pueden cumplirse al peso de aterrizaje de diseño (el peso más alto para condiciones de aterrizaje a la velocidad máxima de descenso) permitido bajo los literales (b) y (c) de esta sección.

b. El peso de diseño de aterrizaje puede ser tan bajo como:

(1) 95 por ciento del máximo peso si la capacidad mínima de combustible es suficiente para por lo menos media hora de operación a potencia máxima continua mas una capacidad igual al peso del combustible la cual es la diferencia entre el peso máximo de diseño y el peso de aterrizaje de diseño; o

(2) El peso máximo de diseño menos el peso del 25 por ciento de la capacidad de combustible total.

c. El peso de diseño de aterrizaje de una aeronave con multimotor puede ser menor que el permitido bajo el literal (b) de esta sección sí:

(1) La aeronave cumple con los requerimientos de un motor inoperativo de 26.67 (b) (1)

(2) Se muestra cumplimiento con el sistema de eliminación de combustible del numeral 26.1001.

d. El factor de carga limite vertical de inercia seleccionado en el centro de gravedad de la aeronave para las condiciones de carga en tierra prescritas en esta numeral no puede ser menor que aquella que fue obtenido cuando se aterriza con una velocidad de descenso (V), en pies por segundo, igual a $4.4(W/S)^{1/4}$, excepto que esta velocidad no puede ser mayor a 10 pies por segundo y menor a 7 pies por segundo.

e. La sustentación en el ala que no exceda dos tercios del peso de la aeronave puede asumirse que existe a través del impacto de aterrizaje y actúa a través del centro de gravedad. El factor de carga de la reacción en tierra puede ser igual al factor de carga de inercia menos la razón de la sustentación del ala asumida anteriormente con el peso de la aeronave.

f. Si pruebas de absorción de energía se realizan para determinar el factor de carga límite correspondiente a las velocidades de descenso límite, estas pruebas deben ser hechas bajo el numeral 26.723 (a).

g. Ningún factor de carga de inercia usado para propósitos de diseño puede ser menor que 2.67, ni tampoco puede ser el factor de carga de reacción en tierra menor que 2.0 veces el peso máximo de diseño, a menos que los valores bajos no sean excedidos durante procedimiento de carreteo a velocidades hasta la velocidad de despegue sobre terreno tan rugoso como el que se pueda esperar durante servicio.

26.447 Configuraciones de Tren de Aterrizaje.

Las secciones 26.479 a la 26.483, o las condiciones en el Apéndice C de esta parte, aplican a aeronaves con configuraciones convencionales de tren principal y de nariz, o principal y tren de cola.

26.479 Condiciones de Aterrizaje Nivelado.

a. Para un aterrizaje nivelado, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con ruedas de cola, una actitud de vuelo nivelado normal.

(2) Para aeronaves con rueda de nariz, actitudes en las cuales:

(i) La rueda de nariz y la principal hacen contacto con la tierra simultáneamente; y

(ii) Las ruedas principales hacen contacto con la tierra y la rueda de nariz se encuentra bastante cerca de la tierra.

La actitud usada en el literal (a)(2)(i) de esta sección puede ser usada en el análisis requerido bajo el literal (a)(2)(ii) de esta sección.

b. Cuando se estén investigando condiciones de aterrizaje, las componentes de resistencia que simulan las fuerzas requeridas para acelerar las llantas y ruedas hasta la velocidad de aterrizaje (girar) deben ser combinadas de una manera adecuada con las reacciones en tierra verticales instantáneas correspondientes, y las cargas actuando horizontalmente que resultan de la reducción rápida de las cargas de arrastre de giro (spring-back) deben ser combinadas con las reacciones verticales en tierra en el instante en que la carga hacia delante es máxima, asumiendo un coeficiente de sustentación y de fricción de 0.8 de la llanta. Sin embargo, las cargas de resistencia no pueden ser menores que el 25 por ciento de las reacciones verticales máximas en tierra (ignorando la sustentación del ala).

c. Si no hay pruebas más específicas o un análisis más racional para determinar el giro y de spring-back para las condiciones de aterrizaje, el método mostrado en el Apéndice D de esta

parte debe ser usado. Si el apéndice D de esta parte es usado, las componentes de resistencia usadas para diseño no debe ser menor que aquellas dadas en el Apéndice C de esta parte.

d. Para aeronaves con puntas en el tanque o grandes masas que estén colgando (tales como turbohélices o motores jet) soportadas por las alas, los tanques de punta y las estructuras que soportan los tanques o las masas deben ser diseñadas para los efectos de respuestas dinámicas bajo condiciones de aterrizaje nivelado del literal (a)(1) o (a)(2)(ii) de esta sección. En la evaluación de los efectos de la respuesta dinámica, se puede asumir una sustentación igual al peso de la aeronave.

26.481 Condiciones de Aterrizaje con la Cola Baja.

a. Para un aterrizaje con la cola baja, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con rueda de cola, una actitud en la cual la rueda principal y de cola hacen contacto con la tierra simultáneamente.
(2) Para aeronaves con rueda de nariz, una actitud de perdida, o el ángulo máximo que permita una tolerancia de la tierra con cada parte de la aeronave, cualquiera que sea el menor.

b. Para aeronaves con rueda de cola o nariz, las reacciones en tierra se asumen que son verticales, con las ruedas a velocidad deseada antes que la carga máxima vertical es obtenida.

26.483 Condiciones de Aterrizaje con una Rueda.

Para la condición de aterrizaje con una rueda, se asume que la aeronave está en una actitud nivelada y que hace contacto con la tierra en un lado del tren de aterrizaje principal. En esta actitud, las reacciones en tierra deben ser las mismas que aquellas obtenidas en esa parte bajo el numeral 26.479.

26.485 Condiciones de Carga Laterales.

a. Para la condición de carga lateral, se asume que la aeronave está en una actitud nivelada solamente con el tren de aterrizaje principal haciendo contacto con la tierra y con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas.

b. El factor de carga vertical límite debe ser 1.34, con la reacción vertical en tierra dividida igualmente entre las ruedas principales.

c. El factor de carga de inercia lateral imite debe ser 0.83, con la reacción lateral de tierra dividida entre las ruedas principales de tal manera que:

(1) 0.5 (W) está actuando hacia adentro en un lado; y
(2) 0.33 (W) está actuando hacia afuera en el otro lado.

d. Las cargas laterales prescritas en el literal (c) de esta sección se asume que son aplicadas en el momento de contacto con la tierra y las cargas de resistencia pueden asumirse como cero.

26.493 Condiciones de Frenado en Giro.

Bajo las condiciones de frenado en giro, con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas, lo siguiente aplica:

a. El factor de carga vertical límite debe ser 1.33.

b. Las actitudes y contacto con tierra deben ser aquellas prescritas en el numeral 26.479 para aterrizajes nivelados.

c. Una reacción de resistencia igual a la reacción vertical en la rueda multiplicada por un coeficiente de fricción de 0.8 debe ser aplicada en el punto de contacto con la tierra de cada rueda con los frenos, excepto que la reacción de resistencia no necesita exceder el valor máximo basado en el torque de frenado límite.

26.497 Condiciones Suplementarias de Ruedas de Cola.

En la determinación de las cargas en tierra en la rueda de cola y las estructuras soportantes afectadas, lo siguiente aplica:

a. Para la carga de obstrucción, la reacción de tierra limite obtenida en la condición de aterrizaje con la cola baja e asume que actúa hacia arriba y hacia atrás a través de eje a 45 grados. El amortiguador y la llanta pueden asumirse que están en sus posiciones estáticas.

b. Para la carga lateral, una reacción en tierra vertical limite igual a la carga estática en la rueda de cola, en combinación con una componente lateral de igual magnitud, es asumida. Adicionalmente:

(1) Si un dispositivo giratorio es usado, se asume que la rueda de cola gira 90 grados con relación al eje longitudinal de la aeronave con la carga en tierra resultante pasando a través del eje;
(2) Si un seguro, dispositivo de aseguramiento o un amortiguador de vibraciones es usado, se asume que la rueda de cola se encuentra en su posición trasera con la carga lateral actuando en el punto de contacto con la tierra; y
(3) Se asume que el amortiguador y la llanta están en sus posiciones estáticas.

c. Si una llanta de cola, amortiguador o un dispositivo absorbedor de energía muestra cumplimiento con el numeral 26.925(b), lo siguiente aplica:
(1) Cargas de diseño conveniente deben establecerse para la rueda, el amortiguador o el dispositivo absorbedor de energía; y
(2) La estructura que soporta la rueda de cola, amortiguador o dispositivo absorbedor de energía debe estar diseñado para resistir las cargas establecidas en el literal (c)(1) de esta sección.

26.499 Condiciones Suplementarias para Ruedas de Nariz.

En la determinación de cargas en tierra en las ruedas de nariz y las estructuras de soporte afectadas, y asumiendo que los amortiguadores y llantas están en sus posiciones estáticas, las siguientes condiciones deben cumplirse:

a. Para cargas hacia atrás, las componentes límites de fuerza en el eje deben ser:
(1) Una componente vertical de 3.2 veces la carga estática en la rueda; y
(2) Una componente de resistencia (drag) de 0.9 veces la carga vertical.

b. Para cargas hacia adelante, las componentes límite de fuerza en el eje deben ser:
(1) Una componente vertical de 2.25 veces la carga estática en la rueda; y
(2) Un componente hacia delante de 1.8 veces la carga vertical.

c. Para cargas laterales, las componentes límite de fuerza en contacto en tierra debe ser:
(1) Una componente vertical de 2.25 veces la carga estática en la rueda; y
(2) Una componente lateral de 1.57 veces la carga vertical.

d. Para aeronaves con una rueda de nariz direccionable que es controlada por medio hidráulico u otra potencia, a un peso de diseño de despegué o con la rueda de nariz en cualquier posición, se debe asumir una aplicación de 1.33 veces el torque total de direccionamiento con una reacción vertical igual a 1.33 veces la reacción estática máxima en el tren de nariz. Sin embargo, si un dispositivo limitante de torque está instalado, el torque de direccionamiento puede ser reducido al valor máximo permitido por ese dispositivo.

e. Para aeronaves con una llanta de nariz direccionable que tenga una conexión mecánica directa a los pedales del timón, el mecanismo debe estar diseñado para resistir el torque de direccionamiento para las fuerzas máximas del piloto especificadas en el numeral 26.397 (b).

CONDICIONES DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA

26.561 General.

a. La aeronave, aunque pueda ser averiada en condiciones de aterrizaje de emergencia, debe estar diseñada como está prescrito en esta sección para proteger a cada ocupante bajo estas condiciones.

b. La estructura debe estar diseñada para darle a cada ocupante cada posibilidad razonable de escapar heridas serias cuando:

(1) Se hace un uso adecuado de las sillas, cinturones de seguridad y arneses de hombros que son provistos en el diseño; y,

(2) Los ocupantes experimentan las cargas estáticas de inercia correspondientes a los siguientes factores de carga últimos:

(i) Hacia arriba, 3.0g;
(ii) Hacia adelante, 9.0g (10.0g para motores); y
(iii) Hacia los lados, 1.5g.

c. Cada aeronave con tren de aterrizaje retráctil debe estar diseñado para proteger cada ocupante en un aterrizaje:

(1) Con las ruedas retraídas;
(2) Con una velocidad de descenso moderada; y
(3) Asumiendo, en la ausencia de un análisis más racional:

(i) Una fuerza de inercia ultima hacia abajo de 3.0g; y
(ii) Un coeficiente de fricción de 0.5 en tierra.

d. Si no está establecido que un volcamiento es improbable durante un aterrizaje de emergencia, la estructura debe estar diseñada para proteger a los ocupantes en un volcado completo de la siguiente manera:

(1) La posibilidad de un volcamiento puede ser demostrada por un análisis donde se asuman las siguientes condiciones

(i) La combinación más adversa de peso y posición de centro de gravedad;
(ii) Factor de carga longitudinal de 0g;
(iii) Factor de carga vertical de 1.0g; y
(iv) Para aeronaves con tren de aterrizaje tipo triciclo, el montante de la rueda de nariz falla cuando la nariz ha contactado la tierra.

(2) Para la determinación de las cargas para aplicarse a la aeronave invertida luego del volcamiento, un factor de carga de inercia último hacia arriba de 3.0g y un coeficiente de fricción con la tierra de 0.5 deben ser usados.

e. Excepto como está provisto en el numeral 26.787 (c), la estructura de soporte debe estar diseñada para restringir, bajo las cargas de hasta aquellas especificadas en el literal (b)(3) de esta sección, cada artículo de masa que podría herir un ocupante si este se desprendiera en un accidente menor de aterrizaje.

EVALUACION DE FATIGA

26.572 Partes Estructurales Críticas para la Seguridad.

a. Cada parte de la estructura primaria de la aeronave que pueda ser considerada como crítica cuya falla produzca daños a la aeronave y/o a sus ocupantes debe ser identificada.

b. Debe existir suficiente evidencia que cada una de las partes identificadas en el literal (a) de este parágrafo tenga las capacidades de resistencia para cumplir con su vida segura.

SUBPARTE D – DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN

26.601 General.

La conveniencia de cada diseño detallado y parte cuestionable que tenga una importante influencia en la seguridad de operaciones, debe ser establecida por medio de pruebas.

26.603 Materiales y Mano de Obra.

a. La conveniencia y durabilidad de los materiales usados para las partes, cuya falla podría adversamente afectar la seguridad, deben:

(1) Ser establecido por experiencia o pruebas;
(2) Cumplir especificaciones aprobadas que aseguren su resistencia y otras propiedades asumidas en la información de diseño; y
(3) Considerar los efectos de condiciones ambiéntales, tales como temperatura y humedad, esperadas en servicio.

b. La mano de obra debe ser de alta categoría.

26.605 Métodos de Fabricación.

a. Los métodos de fabricación usados deben producir estructuras consistentemente homogéneas. Si un proceso de fabricación (tal como pegado, soldadura de punto o tratamiento de calor) requiere de control cercano para alcanzar su objetivo, el proceso debe ser realizado bajo una especificación de proceso aprobada.

b. Cada método nuevo de fabricación de aeronaves debe ser substanciado por un programa de pruebas.

26.607 Tuercas de Bloqueo Automático.

Ninguna tuerca de bloqueo automático puede ser usada en ninguna chapa sujeta a rotación en operación a menos que un dispositivo de aseguramiento sin fricción es usado en adición al dispositivo con bloqueo automático.

26.609 Protección de la Estructura.

Cada parte de la estructura debe:

a. Ser protegida convenientemente contra el deterioro o pérdida de resistencia en servicio debido a cualquier causa, incluyendo:

(1) Climatología;
(2) Corrosión;
(3) Abrasión; y

b. Tener provisiones adecuadas para ventilación y drenaje.

26.611 Provisiones de Acceso.

Para cada parte que requiera mantenimiento, inspección u otro servicio, se deben incorporar medios apropiados al diseño de la aeronave para permitir que este servicio sea realizado.

26.613 Propiedades de Resistencia de los Materiales y Valores de Diseño.

a. Las propiedades de resistencia de materiales deben basarse en pruebas suficientes de material cumpliendo las especificaciones para establecer valores de diseño de una forma estadística.

b. Los valores de diseño deben ser escogidos para que la probabilidad de falla estructural debido a la variabilidad del material sea extremadamente remota.

c. Los efectos de temperatura en los esfuerzos permitidos usados para el diseño de un componente o estructura esencial deben ser considerados donde los efectos termales son significativos bajo condiciones operacionales normales.

26.619 Factores Especiales.

El factor de seguridad prescrito en el numeral 26.303 debe ser multiplicado por el factor de seguridad especial más alto pertinente prescrito en los numerales 26.621 al 26.625 para cada parte de la estructura cuya resistencia es:

a. Incierta;

b. Probable a deteriorarse en servicio antes de su reemplazo normal; o

c. Sujeto a variaciones apreciables debido a incertidumbres en el proceso de fabricación o métodos de inspección. Para estructuras compuestas debe usarse un factor de pruebas que

tenga en cuenta la variabilidad del material y los efectos de temperatura y absorción de humedad.

26.621 Factores de Fundición

Para fundiciones obtenidas para una especificación que garantice las propiedades mecánicas de material dentro de la fundición y proporciona para demostración de estas propiedades por medio de pruebas de cortes y ejemplares a partir de las fundiciones sobre una base de muestreo un factor de fundición de 2.0 puede debe ser usado. Este factor puede ser reducido a 1.25 si se demuestra la reducción sustentada mediante pruebas en no menos de tres muestra de fundición y todos los lotes de producción están sujetos a inspecciones visuales y por radiografía o mediante otro método de prueba no destructiva aprobado.

26.623 Factores de Aplastamiento.

a. Cada parte que tiene tolerancia (encaje libre), y que esta sujeto a golpes o vibraciones, debe tener un factor de aplastamiento suficientemente largo para proveer por los efectos de movimiento relativo normal.

b. Para bisagras de superficies de control y uniones de sistemas de control, cumplimiento con los factores prescritos en los numerales 26.657 y 26.693, respectivamente, cumple con el literal (a) de este numeral.

26.625 Factores de Conexión.

Para cada conector (una parte o terminal usado para unir un miembro estructural con otro), lo siguiente aplica:

a. Para cada conector cuya resistencia no sea probada por pruebas de carga límite y última en las cuales condiciones actuales de esfuerzos son simuladas en el conector y la estructura alrededor, un factor de conexión de por lo menos 1.15 debe ser aplicado a cada parte de:

(1) El conector;
(2) Los medios de conexión; y
(3) El apoyo en los miembros unidos.

b. Ningún factor de conexión necesita ser usado para uniones diseñadas basadas en información de prueba comprensiva (tal como uniones continuas en recubrimientos de metal, uniones soldadas y uniones de empalme en madera).

c. Para cada conexión integral, la parte debe ser tratada con un encaje hasta el punto en el cual las propiedades de la sección se vuelven las típicas del miembro.

d. Para cada silla, litera, cinturón de seguridad y arnés, se debe demostrar por medio de análisis, pruebas o ambos, que la conexión a la estructura es capaz de resistir las fuerzas de inercia prescritas en el numeral 26.561 multiplicadas por un factor de conexión de 1.33.

26.627 Resistencia a la Fatiga.

La estructura debe estar diseñada, como sea posible, evitar puntos de concentración de esfuerzos donde es posible que ocurran esfuerzos por encima del límite de fatiga en servicio normal.

26.629 Vibración por Flutter.

a. Debe mostrarse por medio de los métodos del literal (b) y cualquiera de los literales (c) o (d) de este numeral, que la aeronave es libre de flutter, inversión de controles y divergencia para cualquier condición de operación dentro de los limites del diagrama V-n y a todas las velocidades hasta la velocidad especificada para el método elegido. Adicionalmente:

(1) Tolerancias adecuadas deben ser establecidas para cantidades que afectan el flutter, incluyendo la velocidad, amortiguamiento, balance de masa y rigidez del sistema e control; y

(2) Las frecuencias naturales de los componentes de la estructura principal deben ser determinadas por medio de pruebas e vibración u otros métodos aprobados.

b. Cualquier análisis racional usado para prevenir una condición libre de flutter, inversión de controles y divergencia debe cubrir todas las velocidades hasta $1.2V_D$.

c. Cumplimiento con la rigidez y el criterio de balance de masa, pag 4 y 12 dentro del Reporte de Ingeniería sobre la Estructura y el Equipo Numero 45 "Criterio para la Prevención de Ondulaciones Simplificada" (publicado por la Administración Federal de Aviación) puede ser cumplida para mostrar que la aeronave es libre de flutter, inversión de controles o divergencia sí:

(1) El criterio de prevención de flutter en el ala y alerones, como esta representado por la rigidez torsional del ala y el criterio de balance del alerón, esta limitado en uso para aeronaves sin grandes concentraciones de masa (tales como motores,

flotadores o tanques en la parte exterior de las alas) a lo largo de la envergadura del ala, y

(2) La aeronave es convencional en diseño, y:

(i) No tiene una cola en T o cola en V;
(ii) No tiene distribuciones de masa inusuales u otras característica de diseño no convencionales que afectan la aplicabilidad del criterio, y
(iii) Tiene un timón fijo y superficies estabilizadoras fijas.

e. Para control longitudinal, lateral y direccional, se debe demostrar que la aeronave esta libre de flutter, control reverso y divergencia hasta V_D después de una falla, malfuncionamiento o desconexión de un solo elemento de un sistema de control de compensadores.

ALAS

26.641 Prueba de Resistencia.

La resistencia de la piel en esfuerzo de las alas debe ser probada por pruebas de carga o por análisis estructural y pruebas de carga combinados.

SUPERFICIES DE CONTROL

26.651 Prueba de Resistencia.

a. Pruebas de carga limite con requeridas para las superficies de control. Estas pruebas deben incluir los balancines y conexiones a los cuales las superficies de control están sujetas.

b. En análisis estructurales, las cargas de ajuste debido a los refuerzos de alambre deben considerarse de una manera racional y conservadora.

26.655 Instalación.

a. Superficies movibles deben ser instaladas de tal manera que no exista interferencia entre cualquiera de las superficies, sus refuerzos o estructura fija adyacente, cuando una superficie se mantiene en su posición de tolerancia mas critica y las otras son operadas a través de su movimiento completo.

b. Si un estabilizador ajustable es usado, debe tener un tope que limite su rango de movimiento hasta aquel que permita un vuelo y aterrizaje seguro.

26.657 Bisagras.

a. Bisagras de superficies de control, excepto a bisagras de apoyo de bola o rodillo, deben tener un factor de seguridad no menor que 6.67 con respecto a la resistencia de apoyo última del material más blando usado como soporte.

b. Para bisagras de rodamientos de bola y rodillos, la especificación aprobada del rodamiento no puede ser excedida.

c. Las bisagras deben tener suficiente resistencia y rigidez para cargas paralelas a la línea de la bisagra.

26.659 Balance de Masa.

La estructura de soporte y la sujeción de pesos de balance de masas concentradas usadas en superficies de control deben estar diseñadas para:

a. 24g normal al plano de la superficie de control;

b. 12g hacia delante y hacia atrás; y

c. 12g paralelo a la línea de bisagra.

26.671 General.

a. Cada control debe operar fácilmente, suavemente y suficientemente positivo para permitir el rendimiento debido y sus funciones.

b. Los controles deben estar ubicados e identificados para proveer conveniencia en operación y para prevenir la posibilidad de confusión y una operación inadvertida consecuente.

26.673 Controles de Vuelo Primarios.

a. Los controles de vuelo primarios son aquellos usados por el piloto para el control inmediato de cabeceo, giro y guiñada.

b. El diseño de los controles de vuelo primarios deben minimizar la posibilidad de falla de la conexión o elemento de transmisión en el sistema de control que pudieran resultar en una pérdida de control en cualquier eje.

26.675 Topes.

a. Cada sistema de control debe tener topes que positivamente limiten el rango de movimiento de cada superficie aerodinámica movible controlada por el sistema.

b. Cada tope debe estar ubicado de tal manera que, desgaste, aflojamiento o ajustes no afecten adversamente las características de control de la aeronave debido al cambio de rango de movimiento de la superficie.

c. Cada tope debe ser capaz de resistir cualquier tipo de cargas correspondientes a las condiciones de diseño para el sistema de control.

26.677 Sistemas de Compensación (Trim).

a. Se deben tomar precauciones apropiadas para prevenir operaciones inadvertidas, impropias o abruptas del tab de compensación. Debe haber un medio cerca del controlador de compensación que indique al piloto la dirección del movimiento del control de compensación relativo al movimiento de la aeronave. Adicionalmente, debe haber un medio que le indique al piloto la posición del dispositivo de compensación con respecto al rango de graduación. Estos medios deben ser visibles al piloto y deben estar ubicados y diseñados para prevenir confusión.

b. Los controles de aletas deben ser irreversibles a menos que la aleta este adecuadamente balanceado y no tienen características de flutter inseguras. Los sistemas de aleta irreversibles deben tener una rigidez y confiabilidad adecuada en la parte del sistema desde la aleta hasta la parte de sujeción de la unidad irreversible a la estructura de la aeronave.

26.679 Seguros del Sistema de Control.

Si hay un dispositivo para asegurar el sistema de control en tierra un medio para:

a. Dar un aviso inconfundible al piloto cuando el seguro se encuentra activado; y

b. El dispositivo debe tener un medio para impedir la posibilidad que inadvertidamente se active en vuelo.

26.681 Pruebas Estáticas para Carga Límite.

a. Cumplimiento con los requerimientos de carga limite de esta parte debe mostrarse por medio de pruebas en las cuales:

(1) La dirección de las cargas de prueba produce la carga más severa en el sistema de control; y
(2) Cada conector, polea y soporte usado para conectar el sistema a la estructura principal esta incluido.

b. Cumplimiento debe mostrarse (por medio de análisis o pruebas de carga individuales) con los requisitos de factor especial para uniones del sistema de control sujetas a movimiento angular.

26.683 Pruebas de Operación.

a. Debe mostrarse por medio de pruebas de operación que, cuando los controles con operados desde el compartimiento del piloto con el sistema cargado como esta prescrito en el literal (b) de esta sección, el sistema es libre de: (ASTM 6.9)

(1) Atascamiento;
(2) Fricción excesiva; y
(3) Deflexión excesiva.

b. Las cargas de prueba prescritas son:

(1) Para el sistema completo, cargas correspondientes a las cargas aéreas limite en la superficie apropiada, o las fuerzas limite por el piloto en el numeral 26.397(b), la que sea menor; y

(2) Para controles secundarios, cargas que no sean menores a aquellas que correspondan al esfuerzo máximo del piloto establecido bajo el numeral 26.405.

26.685 Detalles del Sistema de Control.

a. Cada detalle de cada sistema de control debe estar diseñado e instalado para prevenir atascamiento, desgarre e interferencia debido a la carga, pasajeros, objetos sueltos o el congelamiento debido a la humedad.

b. Deben haber medios dentro de la cabina para prevenir la entrada de objetos extraños en lugares donde podrían atascar el sistema.

c. Deben haber medios para prevenir el golpeo de cables y tubos contra otras partes.

d. Cada elemento del control de vuelo del sistema debe tener características de diseño o debe estar marcado distintivamente y permanentemente, para minimizar la posibilidad de ser ensamblado incorrectamente la cual podría resultar en el mal funcionamiento del sistema de control.

26.687 Dispositivos de Resortes.

La confiabilidad de cualquier dispositivo de resorte usado en el sistema de control debe ser establecida por pruebas que simulen las condiciones de servicio a menos que la falla del resorte no cause flutter o características inseguras de vuelo.

26.689 Sistemas de Cables.

a. Cada cable, conector de cable, barrilete, empalme y polea usada debe cumplir especificaciones aprobadas. Adicionalmente:

(1) Ningún cable más pequeño que 1/8 de pulgada en diámetro puede ser usado en sistemas de control primarios;

(2) Cada cable debe estar diseñado de tal forma que no haya un cambio peligroso en la tensión a lo largo del cable bajo condiciones operacionales y variaciones de temperatura; y

(3) Deben haber medios para inspección visual en cada guía de entrada, polea, terminal y barrilete.

b. Cada clase y tamaño de polea debe corresponder al cable con el cual es usada. Cada polea debe tener guardas ajustadas para prevenir que los cables se salgan de lugar y se averíen, hasta cuando estén flojos. Cada polea debe estar en el plano que pasa a través del cable de tal forma que el cable no roce contra la pestaña de la polea.

c. Guías de entrada deben ser instaladas de tal forma que no causen un cambio de no más de tres grados en la dirección del cable.

d. Pines sujetos a cargas o movimientos y retenidos solamente por medio de un pasador abierto no puede ser usado en el sistema de control.

e. Los barriletes deben estar sujetos a partes que tengan movimiento angular en una manera que positivamente prevendrá la adhesión a lo largo del rango de recorrido.

f. Los cables para control de las aletas no son parte del sistema de control primario y pueden ser de diámetro menor a 1/8 de pulgada en aeronaves que son controlables de forma segura con las aletas en la posición más adversa.

26.693 Uniones.

Las uniones del sistema de control, (en sistemas de empuje-halado) que son sujetas a movimientos angulares, excepto aquellos sistemas de apoyo de bola y rodillo, deben tener un factor de seguridad especial no menor que 3.33 con respecto a la dureza de aplastamiento ultima del material mas blando usado como apoyo. Este factor puede ser reducido a 2.0 para uniones en sistemas de control con cable. Para esferas de bola y rodillo, las calificaciones aprobadas no pueden ser excedidas.

26.697 Controles de Flap de Ala.

a. Cada control de flap de ala debe estar diseñado de tal manera que, cuando el flap se encuentra ubicado en cualquier posición sobre la cual se basa el cumplimiento con los requerimientos de rendimiento de esta parte, el flap no se moverá de esa posición a menos que el control sea ajustado o movido por medio de la operación automática del dispositivo limitante de carga del flap.

b. La tasa de movimiento de los flaps en respuesta a la operación de los controles del piloto o el dispositivo automático debe proporcionar características de vuelo y de rendimiento

satisfactorias bajo condiciones estables o cambiables de velocidad del aire, potencia del motor y altitud.

26.699 Indicador de Posición del Flap de Ala.

Debe haber un indicador de la posición del flap de ala para:

a. Instalaciones de flaps solamente con posiciones de retraído y totalmente extendido, a menos que:

(1) Un mecanismo de operación directa proporciona un sentido de “sensación” y posición tal como cuando una unión mecánica es empleada); o
(2) La posición del flap es rápidamente determinada sin distraerse seriamente de los deberes del piloto bajo cualquier condición de vuelo, día o noche; y

b. Instalaciones de flaps con posiciones intermedias sí:

(1) Cualquier posición de flaps diferente a retraído o totalmente extendido es usada para mostrar cumplimiento con los requerimientos de rendimiento de esta parte; y
(2) La instalación del flap no cumple los requerimientos del literal (a)(1) de esta sección.

26.701 Interconexión del Flap.

Los flaps de ala deben estar sincronizados por medio de una interconexión mecánica entre las superficies de flap movibles que sea independiente del sistema de manejo de los flaps.

TREN DE ATERRIZAJE

26.723 Pruebas de Absorción para Amortiguadores.

a. Debe mostrarse que los factores de carga limite seleccionados para diseño de acuerdo con el numeral 26.473, no serán excedidos. Esto debe mostrarse por medio de pruebas de absorción de energía excepto que análisis pueda ser usado para:

(1) Incrementar en pesos de despegue y aterrizaje previamente aprobados;

(2) Trenes de aterrizaje previamente aprobados con tipo de ruedas con similar peso y rendimiento;
(3) Trenes de aterrizaje usando material compuesto o de acero o cualquier otro elemento absorbente de energía, donde las características absorbentes de impacto no sean esencialmente afectadas por la rata de compresión o tensión; y.
(4) Trenes de aterrizaje para los cuales existan la adecuada experiencia y datos de sustentación.

b. El tren de aterrizaje no debe fallar, pero puede ceder, en una prueba que muestre su capacidad de reserva de absorción de energía, simulando una velocidad de descenso de 1.2 veces la velocidad de descenso limite, asumiendo que la sustentación por el ala es igual al peso de la aeronave. Las pruebas pueden ser reemplazadas por un análisis en los mismos casos como se describieron en los numerales (a)(1) al (a)(4).

26.725 Prueba de Caída Límite.

a. Si el cumplimiento con el numeral 26.723(a) se muestra por medio de pruebas de caída libre, estas pruebas deben ser realizadas en la aeronave completa, o en unidades que consistan de la rueda, llanta y amortiguador, en su relación apropiada, desde alturas no menores que aquellas determinadas por la siguiente formula:

$h \text{ (pulgadas)} = 3.6\,(W/S)^{1/2}$

Sin embargo, la altura de caída libre no puede ser menor que 9.25 pulgadas (0.235 m) y no necesita ser mayor que 18.7 pulgadas (0.475 m).

b. Si el efecto de la sustentación del ala es proporcionado para las pruebas de caída libre, el tren de aterrizaje debe ser soltado con un peso efectivo igual a:

$$W_e = W\,\frac{[h + (1 - L)d]}{(h + d)}$$

donde:
W_e = el peso efectivo a usarse en la prueba de caída (lbs.);
h = la altura de caída libre especificada (pulgadas);
d = deflexión de la llanta durante el impacto (a la presión de inflado aprobada) mas la componente vertical del recorrido del eje relativo a la masa a liberarse (pulgadas);
$W = W_M$ Para las unidades de tren principal (lbs.), igual al peso estático en esa unidad con la aeronave en la actitud nivelada (con la rueda de nariz sin tocar tierra en el caso de tipos de aeronave con rueda de nariz);
$W = W_T$ para las unidades de tren de cola (lbs.), igual al peso estático en la unidad de cola con la aeronave en la actitud de cola abajo;

$W = W_N$ para unidades de tren de nariz (lbs.), igual a la componente vertical de la reacción estática que podría existir en la rueda de nariz, asumiendo que la masa de la aeronave actúa en el centro de gravedad e ejerce una fuerza de 1.0g hacia abajo y 0.33g hacia delante; y
L = la relación de la sustentación del ala asumida con el peso de la aeronave, pero no mayor que 0.667.

c. El factor de carga de inercia límite debe ser determinado de una manera racional y conservadora, durante la prueba de caída, usando una configuración con unidad de tren de aterrizaje y cargas de resistencia aplicadas, que representan las condiciones de aterrizaje.

d. El valor de d usado en el cálculo de W_e en el literal (b) de esta sección no puede exceder el valor actualmente obtenido en la prueba de caída.

e. El factor de carga de inercia límite debe ser determinado a partir de la prueba de caída del literal (b) de esta sección de acuerdo a la siguiente formula:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

donde:
n_j = el factor de carga desarrollado en la prueba de caída (esto es, la aceleración (dv/dt) en gs grabada en la prueba de caída) mas 1.0; y
W_e, W y L son los mismos que en el cálculo de la prueba de caída.

f. El valor de n determinado de acuerdo con el literal (e) no puede ser mayor que el factor de carga de inercia limite usado en las condiciones de aterrizaje en el numeral 26.473.

26.726 Pruebas Dinámicas de Carga en Tierra.

a. Sí el cumplimiento con los requerimientos de carga en tierra de los numerales 26.479 al 26.483 se demuestra dinámicamente por pruebas de caída, se debe realizar una prueba de caída cumpliendo con el numeral 26.725 excepto que la altura de caída sea:

(1) 2.25 veces la altura de caída prescrita en el numeral 26.725(a); o
(2) Suficiente para desarrollar 1.5 veces el factor de carga limite.

b. La condición de aterrizaje crítica para cada una de las condiciones de diseño especificadas en los numerales 26.479 al 26.483 debe ser usada para prueba de resistencia.

26.727 Prueba de Caída para la Absorción de Energía de Reserva.

a. Si el cumplimiento con los requerimientos de absorción de la reserva de energía en el numeral 26.723(b) se muestra por medio de pruebas de caída libre, la altura de caída no puede ser menor que 1.44 veces la especificada en el numeral 26.725.

b. Si el efecto de sustentación por el ala es proporcionado, las unidades deben ser lanzadas con una masa efectiva igual a $W_e = W_h/(h+d)$, donde los símbolos y otros detalles son los mismos que en el numeral 26.725.

26.731 Ruedas.

a. La máxima calificación de carga estática para cada rueda no puede ser menor que la reacción estática en tierra correspondiente con:

(1) Peso de diseño máximo; y
(2) Centro de gravedad crítico.

b. La calificación máxima de carga limite de cada rueda debe igualar o exceder la carga limite radial máxima determinada bajo los requerimientos de carga en tierra aplicables a esta parte.

26.733 Llantas.

a. Cada rueda del tren de aterrizaje debe tener una llanta cuya calificación aprobada (estática y dinámica) no es excedida:

(1) Por medio de una carga en cada llanta de la rueda principal (a ser comparada con la calificación estática aprobada para tales llantas) igual a la reacción en tierra estática correspondiente con un peso máximo de diseño y centro de gravedad crítico; y,
(2) Por medio de una carga en las llantas de la rueda de nariz (a ser comparada con la calificación dinámica aprobada para tales llantas) igual a la reacción obtenida en la rueda de nariz, asumiendo que la masa de la aeronave esta concentrada en el centro de gravedad mas crítico y ejerciendo una fuerza de 1.0W hacia abajo y 0.31W hacia delante (donde W es el peso máximo de diseño), con las reacciones distribuidas en las ruedas de nariz y principal por medio de principios de estática y con la reacción de resistencia en tierra aplicado solamente en las ruedas con frenos.

26.735 Frenos.

a. Los frenos deben ser proporcionados. La capacidad de capacidad de energía cinética del freno de aterrizaje del conjunto de frenos de cada rueda principal no debe ser menor que los requerimientos de absorción de energía cinética determinados bajo cualquiera de los siguientes métodos:

(1) Los requerimientos de frenado de absorción de energía cinética deben estar basados en un análisis conservador y racional de la secuencia de eventos esperados durante un aterrizaje con el peso de aterrizaje de diseño.
(2) En lugar de un análisis racional, los requerimientos de absorción de energía cinética para cada conjunto de frenos de las ruedas principales pueden ser derivados de la siguiente formula:

$$KE = \frac{0.0443WV^2}{N}$$

donde:

KE = energía cinética por llanta (ft.-lb.);
W = Peso de aterrizaje de diseño (lb.);
V = Velocidad de la aeronave en nudos. V no debe ser menor que V_{S0}, la velocidad de perdida sin potencia de la aeronave al nivel del mar, con el peso de aterrizaje de diseño y en la configuración de aterrizaje; y
N = Numero de ruedas principales con frenos.

b. Los frenos deben ser capaces de prevenir que las ruedas giren en una pista pavimentada con potencia de despegue en el motor crítico, pero no necesitan prevenir el movimiento con las ruedas aseguradas.

ACOMODACIONES PARA EL PERSONAL Y CARGA

26.771 Compartimiento del Piloto.

a. El compartimiento y su equipo deben permitir a cada piloto a llevar a cabo sus responsabilidades sin concentración o fatiga irrazonable.

b. Los controles aerodinámicos listados en el numeral 26.779, excluyendo cables y barras de control, deben estar ubicado con respecto a las hélices de tal forma que ninguna parte del

piloto o de los controles se encuentre en la región entre el plano de rotación de cualquier hélice interior y la superficie generada por una línea que pasa a través del centro del tambor de la hélice con un ángulo de 5 grados hacia delante o hacia atrás del plano de rotación de la hélice.

26.773 Vista del Compartimiento para el Piloto.

El compartimiento del piloto debe ser libre de resplandores y reflexiones que puedan interferir con la visión del piloto y diseñado de tal manera que:

a. La visión del piloto sea suficientemente extensiva, clara y sin distorsión, para la operación segura;

b. El piloto esta protegido de los elementos de tal forma que condiciones de lluvia moderada no obstruyan indebidamente la vista del piloto en vuelo normal y durante el aterrizaje;

c. El empañamiento interno de la ventana cubierto por el literal (a) de este numeral pueden ser fácilmente despejados por el piloto a menos que exista otro medio de prevenir el empañamiento.

26.775 Parabrisas y Ventanas.

a. Los parabrisas y las ventanas deben ser construidos de un material que no resulte en serios daños por el astillado.

b. Los parabrisas y ventanas laterales de la carlinga deben tener un valor luminoso de transmisión no menor del 70 por ciento y no deben alterar significativamente el color natural.

26.777 Controles de Cabina.

a. Cada control de cabina debe estar ubicado para proporcionar una operación conveniente y para prevenir confusión y operación inadvertida.

b. Los controles deben estar ubicados y organizados de tal manera que el piloto, cuando este sentado, tenga movimiento total y no restringido de cada control sin la interferencia de su ropa o la estructura de la cabina.

c. Los controles de planta motriz deben estar ubicados:

(1) Para aeronaves con configuración en tandem, en la consola del lado izquierdo o en el panel de instrumentos;
(2) Para otras aeronaves, en el centro o cerca del centro de la cabina, en el pedestal, panel de instrumentos o parte superior; y
(3) Para aeronaves, con sillas para piloto a lado y lado con dos unidades de controles para los motores en consolas del lado izquierdo y derecho.

d. El orden de la ubicación de los controles de izquierda a derecha debe ser palanca de potencia (empuje), hélice (control de rpm) y control de mezcla. Las palancas de potencia (empuje) deben ser por lo menos una pulgada (2.54 cm) mas alto o mas largo para hacerlos mas prominentes que los controles de hélice (control de rpm) o de mezcla. Calefacción para el carburador o control de aire alterno debe estar al lado izquierdo del regulador de potencia o por lo menos ocho pulgadas (20.3 cm) del control de mezcla cuando se encuentre ubicado en un lugar diferente a un pedestal. Calefacción para el carburador o control de aire alterno, cuando se encuentran ubicados en un pedestal deben estar atrás o por debajo de la palanca de potencia (empuje). Los controles de supercargadores deben estar ubicados debajo o atrás de los controles de hélice. Aeronaves con configuración de sillas en tandem pueden usar ubicaciones de control en el lado izquierdo del compartimiento de la cabina; sin embargo, el orden de la ubicación de izquierda a derecha debe ser palanca de potencia (empuje), hélice (control de rpm) y control de mezcla.

e. Los controles del flap de ala y dispositivos auxiliares de sustentación deben estar ubicados centralmente, o a la derecha del pedestal o línea central del control de aceleración de potencia del motor.

f. Cada control de selección de alimentación de combustible debe cumplir con el numeral 26.995 y estar ubicado y organizado de tal manera que el piloto pueda verlo y alcanzarlo sin mover cualquier silla o control de vuelo primario cuando su silla esta en cualquier posición en la cual pueda estar ubicada.

(1) Para un selector de combustible mecánico:
(i) La indicación de la posición de la válvula de combustible seleccionada debe ser por medio de una manecilla y debe proporcionar una identificación y sensación (tope, etc.) positiva de la posición seleccionada.
(ii) La manecilla indicadora de posición debe estar ubicada en la parte de la palanca que es la máxima dimensión de la palanca medida desde el centro de rotación.

(2) Para selectores de combustible eléctricos o electrónicos:
(i) Los controles digitales o interruptores eléctricos deben estar adecuadamente marcados.
(ii) Deben proporcionarse medios para indicar a la tripulación de vuelo el tanque o función seleccionada. La posición del interruptor de selección no es aceptable como un

medio de indicación. Las posiciones de "apagado (off) o "cerrado" (close) debe estar indicada en rojo.

(3) Si la palanca de selección de la válvula de combustible o selección eléctrica o digital es también un selector para apagar (off) el combustible, la marcación de la posición de apagado debe estar en color rojo. Si un medio de apagado de emergencia aparte es proporcionado, también debe estar en color rojo.

26.779 Movimiento y Efecto de los Controles de Cabina.

Los controles de cabina deben estar diseñados de tal forma que operen de acuerdo con el siguiente movimiento y actuación:

a. Controles aerodinámicos:

	Movimiento y efecto
(1) *Controles primarios:* Alerón	 Derecho (sentido manecillas) para el ala derecha hacia abajo.
Elevador Timón	Hacia atrás para nariz hacia arriba. Pedal derecho hacia delante para nariz a la derecha.
(2) *Controles secundarios:* Flaps o dispositivos de sustentación auxiliares	 Hacia delante o arriba para flaps arriba o dispositivo auxiliar guardado; hacia atrás o abajo para flaps abajo o dispositivo auxiliar desplegado.
Aletas de compensación (o equivalentes)	Movimiento con interruptor o rotación mecánica del control para producir una rotación similar de la aeronave alrededor de un eje paralelo al eje de control. El eje de control de compensación de giro puede ser desplazado para acomodar una actuación cómoda por medio del piloto. Para aeronaves con un solo motor, la dirección del movimiento de la mano del piloto debe ser en el mismo sentido que la respuesta de la aeronave para compensación de timón si solamente una porción

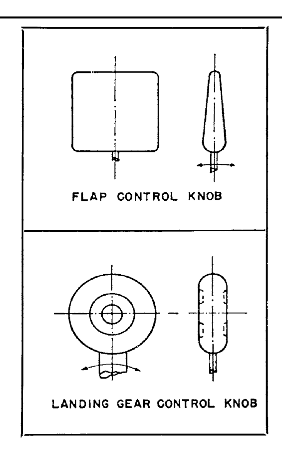
	del elemento rotacional es accesible.

b. Controles auxiliares y de planta motriz:

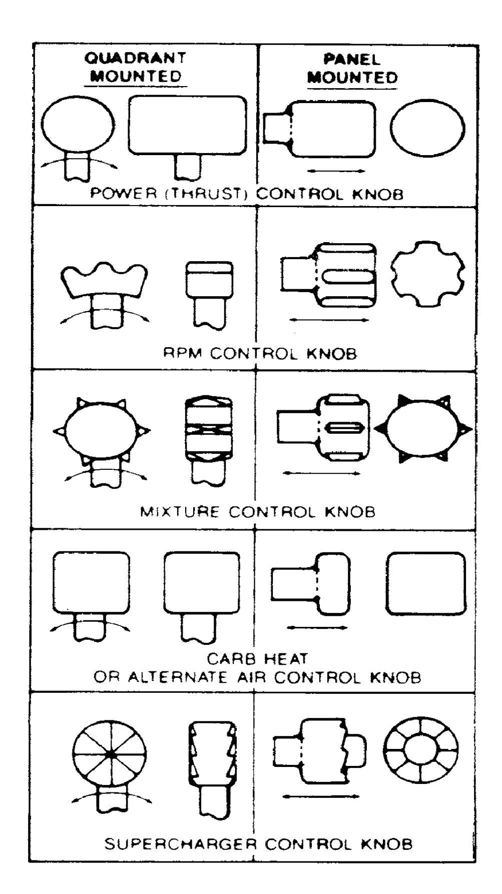
	Movimiento y efecto
(1) *Controles de planta motriz:*	
Palanca de potencia (empuje)	Hacia adelante para incrementar el empuje hacia delante y para atrás para incrementar empuje hacia atrás
Hélices	Hacia delante para incrementar rpm
Mezcla	Hacia delante o hacia arriba para rica (mezcla)
Carburador, aire caliente o aire alterno	Hacia delante o arriba para frió
Supercargador	Hacia delante o arriba para soplador bajo
Turbosupercargador	Hacia delante, arriba o sentido de las manecillas para incrementar la presión
Controles rotatorios	Sentido de las manecillas desde apagado hasta totalmente encendido
(2) *Controles auxiliares:*	
Selector del tanque de combustible	Derecho para tanques derechos, izquierda para tanques izquierdos
Tren de aterrizaje	Abajo para extender
Frenos de velocidad	Hacia atrás para extender

26.781 Forma de las Perillas de Control en la Cabina.

a. Las perillas de los flaps y tren de aterrizaje deben conformarse a las formas externas (pero no necesariamente a los tamaños exactos o proporciones específicas) en la siguiente figura:



b. Las perillas de control de la planta motriz deben conformarse a las formas generales (pero no necesariamente a los tamaños exactos o proporciones específicas) en la siguiente figura:



26.783 Salidas.

Ninguna salida debe estar ubicada con respecto a cualquier disco de hélice o cualquier otro peligro potencial de tal forma que ponga en peligro las personas usando la puerta.

26.785 Sillas, Cinturones de Seguridad y Arneses de Hombros.

a. Cada sistema silla y la estructura que lo soporta debe estar diseñada para soportar ocupantes que pesan por lo menos 190 libras cuando están sujetas a el factor de carga máximo correspondiente a las condiciones de carga en vuelo y en tierra especificas, incluyendo las condiciones de emergencia prescritas en el numeral 26.561.

b. Cada cinturón de seguridad con arnés de hombros, debe ser aprobado. Cada cinturón de seguridad con arnés de hombros, debe estar equipado con un mecanismo de ajuste metal con metal.

c. Cada silla para piloto debe estar diseñada para las reacciones resultantes por la aplicación de las fuerzas de piloto a los controles de vuelo primarios como esta prescrito en el numeral 26.395.

e. Prueba de cumplimiento con los requerimientos de esta sección para sillas aprobados como parte de este tipo de diseño y para instalaciones de sillas puede mostrarse por medio de:

(1) Análisis estructural, si la estructura se conforma a tipos de aeronaves convencionales para los cuales métodos de análisis existentes son conocidos como confiables;
(2) Una combinación de análisis estructural y pruebas de carga estática hasta carga limite; o
(3) Prueba de carga estática hasta cargas ultimas.

26.807 Salidas de Emergencia.

a. La aeronave debe estar diseñada de manera que se permita un escape rápido en cualquier actitud normal ó estrellada.

b. El sistema de apertura para una simple y fácil operación. Debe funcionar rápidamente y debe ser diseñado de manera que pueda ser operada por cada ocupante asegurado a su silla, y también desde el exterior de la aeronave. Debe ser proveído provisiones racionales para prevenir interferencia por la deformación de la aeronave.

26.831 Ventilación.

Cada compartimiento de pasajeros y tripulación debe estar adecuadamente ventilado. La concentración de monóxido de carbono no debe exceder una parte en20.000 partes de aire.

PROTECCION CONTRA INCENDIOS

26.853 Compartimiento Interiores.

Para cada compartimiento para ser usado por el personal:

a. Los materiales deben ser por lo menos resistente a las llamas;

b. [Reservado]

c. Si se va a prohibir fumar, debe haber una placa que lo indique y si fumar va a ser permitido debe haber un numero adecuado de ceniceros removibles integrales.

d. Líneas, tanques o equipo conteniendo combustible, aceite u otros fluidos inflamables no pueden ser instalados en compartimientos de personal a menos que estén adecuadamente protegidos, aislados o de alguna otra manera protegidos de tal manera que cualquier ruptura o falla de tal articulo no pueda crear un peligro.

e. Materiales de la aeronave ubicados en la cabina en el lado de la pared de fuego deben extinguirse por si mismos o estar ubicados a tal distancia de la pared de fuego, o de alguna manera protegidos, de tal manera que la ignición no ocurrirá si la pared de fuego es sujeta a una temperatura de llama no menor de 2.000 grados F (1.100 grados C) por 15 minutos. Esto puede demostrarse mediante pruebas o análisis.

Para materiales extinguibles por si mismos (excepto alambre eléctrico y aislamiento de cables y partes pequeñas que la UAEAC encuentre que no podrían contribuir significativamente a la propagación de un incendio), una prueba vertical para apagado por si mismos debe ser conducido de acuerdo con le Apéndice F de esta parte o un método equivalente aprobado por la UAEAC. El largo de quemado promedio no puede exceder 6 pulgadas (17 cm) y el tiempo de llama promedio después de la remoción de la fuente de llama no puede exceder 15 segundos. Gotas del material del espécimen de prueba no pueden continuar en llamas por más de un promedio de 3 segundos luego de caer.

26.857 Aislamiento Eléctrico.

a. Continuidad eléctrica debe ser asegurada para prevenir una diferencial de potencia entre los componentes de la planta motriz incluida los tanques de combustible y otros tanques, y otras partes significativas de la aeronave que sean eléctricamente conductivas.

b. Las áreas de corte seccional de los conectores de unión, si es fabricado en cobre no deben ser menores de 1.3 mm.

c. Deben existir provisiones para aislamiento eléctrico de la aeronave a la tierra del equipo de combustible,

26.863 Protección Contra Incendios de Fluidos Inflamables.

En cada aérea donde fluidos o vapores inflamables puedas escaparse debido a una fuga de un sistema de fluido, debe haber medios en la forma de adecuada segregación, ventilación y drenaje, para minimizar la probabilidad de encendido de los fluidos y vapores y el riesgo resultante si el encendido ocurre.

26.865 Protección Contra Incendios de los Controles de Vuelo y otras Estructuras de Vuelo.

Controles de vuelo, monturas del motor y otras estructuras de vuelo ubicadas en el compartimiento del motor, deben estar construidas de materiales resistentes al fuego o estar protegidas de tal manera que sean capaces de resistir los efector de un incendio.

MISCELANEO

26.871 Medios de Nivelación.

Debe haber medios para determinar cuando la aeronave esta en una posición nivelada en tierra.

SUBPARTE E – PLANTA MOTRIZ

GENERAL

26.901 Instalación.

a. Para propósitos de esta parte, la instalación de la planta motriz de la aeronave incluye cada componente que:

(1) Es necesario para la propulsión; y
(2) Afecta la seguridad de las unidades mayores de propulsión.

b. La planta motriz debe estar construida y configurada para:

(1) Asegurar la operación segura a la altitud máxima para la cual aprobación es solicitada.
(2) Ser accesible para inspecciones necesarias y mantenimiento.

c. Las cubiertas del motor y los nacelles deben ser fáciles de remover o abrir por el piloto para proporcionar acceso al compartimiento del motor y exponerlo para chequeos de pre-vuelo.

d. La instalación debe cumplir con:
(1) Las instrucciones proporcionadas por el fabricante del motor y de la hélice.
(2) Las provisiones aplicables de esta numeral.

26.903 Motores.

a. Cada motor debe tener un certificado de tipo y debe cumplir la definición del numeral 26.1 (e). Para motores de turbina, turbohélice o eléctricos, se tendrá en cuenta requerimientos aplicables de esta Subparte y los demás requerimientos que se definan necesarios por la innovación tecnológica.

b. *Capacidad para reencender.* Debe ser establecida una envolvente de altitud y velocidad para la aeronave para el reencendido del motor en vuelo y cada motor instalado debe tener una capacidad de encendido dentro de esa envolvente.

26.905 Hélices.

a. Cada hélice debe tener un certificado de tipo.

b. La potencia del motor y la velocidad rotacional del eje de la hélice no puede exceder los limites para los cuales la hélice esta certificada.

26.907 Vibración de la Hélice.

a. Cada hélice diferente a una hélice convencional fija de madera, con palas de metal o con componentes metálicos de altos esfuerzos, debe demostrar que tiene esfuerzos por vibración, en condiciones operacionales normales, que no exceden los valores que se han mostrado por el fabricante de la hélice que son seguros para la operación continua. Esto debe mostrarse por medio de:
(1) Mediciones de los esfuerzos a través de pruebas directas de la hélice;
(2) Comparación con instalaciones similares para las cuales estas mediciones han sido realizadas; o

(3) Cualquier otro método de prueba o experiencia aceptable de servicio que pruebe la seguridad de la instalación.

b. Prueba de características de vibración segura para cualquier tipo de hélice, excepto para hélices convencionales, fijas y de madera debe mostrarse donde sea necesario.

26.909 Sistemas Turbocargadores.

a. Cada turbocargador debe estar aprobado bajo el certificado de tipo del motor.

b. Malfuncionamientos del sistema de control, vibraciones y velocidades y temperatura anormales esperadas en servicio no pueden dañar el compresor del turbocargador o turbina.

c. Cada carcasa del turbocargador debe ser capaz de contener fragmentos de un compresor o turbina que falle a la velocidad más alta que es obtenible con dispositivos de control de velocidad normales inoperativos.

26.925 Tolerancia (Holgura) de la Hélice.

A menos que tolerancias mas pequeñas sean substanciadas, las tolerancias de la hélice, con la aeronave en la combinación mas adversa de peso y centro de gravedad y con la hélice en la posición de paso mas adversa, no puede ser menor que lo siguiente:

a. *Tolerancia en tierra.* Debe haber una tolerancia de por lo menos siete pulgadas o 180 mm (para cada aeronave tren de aterrizaje de nariz) o nueve pulgadas o 230 mm (para cada aeronave con tren de aterrizaje de cola) entre la hélice y la tierra con el tren de aterrizaje estáticamente en deflexión y en una actitud nivelada, normal, de despegue o de procedimiento de carreteo, cualquiera que sea la mas critica. Adicionalmente, para cada aeronave con montantes convencionales de tren de aterrizaje que usan medios con fluidos o mecánicos para absorber los impactos del aterrizaje, debe haber una tolerancia positiva entre la hélice y la tierra en la actitud nivelada de despegue con la llanta crítica completamente sin aire y el montante del tren de aterrizaje correspondiente completamente hundido. Tolerancia positiva para aeronaves utilizando montantes con hojas de resortes se muestra con la deflexión correspondiente a 1.5g.

b. *Hélices montadas en la parte trasera.* Adicionalmente a las tolerancias especificadas en el literal (a) de esta sección, una aeronave con una hélice montada en la parte trasera debe estar diseñada de tal manera que la hélice no contactará la superficie de la pista cuando la aeronave se encuentra en la actitud máxima de cabeceo obtenible durante despegues y aterrizajes normales.

---

c. *Tolerancia estructural.* Debe haber:

(1) Por lo menos una pulgada o 26 mm de tolerancia radial entre la punta de las palas y la estructura de la aeronave, mas cualquier tolerancia adicional necesaria para prevenir riesgo de vibración;
(2) Por lo menos media pulgada o 13 mm de tolerancia longitudinal entre las palas de la hélice o mango de la hélice y las partes estacionarias de la aeronave; y
(3) Tolerancia positiva entre otras partes rotatorias de la hélice o cono de la hélice (spinner) y partes estacionarias de la aeronave.

d. *Tolerancia de los ocupantes.* Debe haber una adecuada tolerancia entre los ocupantes y la hélice, de tal forma que no sea posible para los ocupantes, cuando están sentados y con los cinturones puestos, la posibilidad de contacto inadvertido con la hélice.

26.943 Aceleración Negativa.

Ningún mal funcionamiento de un motor riesgoso, o cualquier componente o sistema asociado con la planta motriz puede ocurrir cuando la aeronave es operada a las aceleraciones negativas de corta duración como las causadas por ráfagas.

SISTEMA DE COMBUSTIBLE

26.951 General.

a. Cada sistema de combustible debe estar construido y dispuesto para asegurar flujo de combustible a una tasa y presión establecida para el funcionamiento adecuado del motor bajo cada condición operacional normal posible, y debe prevenir la entrada de aire en el sistema.

b. Cada sistema de combustible debe estar dispuesto de manera que ninguna bomba de combustible pueda drenar combustible de más de un tanque a la vez. Los sistemas de alimentación por gravedad no pueden suministrar combustible al motor de más de un tanque a

la vez, a menos que los espacios de aire estén interconectados de tal forma que aseguren que todos los tanques interconectados la alimentación equivalentemente.

26.955 Flujo de Combustible.

a. *General.* La habilidad del sistema de combustible de proporcionar combustible a las tasas especificadas en esta sección y a una presión suficiente para la operación adecuada del carburador del motor debe mostrarse en la altura que es más crítica con respecto a la alimentación de combustible y la cantidad de combustible no usable. Estas condiciones pueden ser simuladas en una maqueta apropiada. Adicionalmente:

(1) La cantidad de combustible en el tanque no puede exceder la cantidad establecida como el suministro de combustible no usable para ese tanque bajo el numeral 26.959 más la cantidad necesaria para demostrar cumplimiento con este literal; y

(2) Si hay un medidor de flujo de combustible, debe estar bloqueado durante las pruebas de flujo y el combustible debe fluir a través del medidor o su derivación.

b. *Sistemas por gravedad.* La tasa de flujo de combustible para sistemas por gravedad (suministro principal y reserva) debe ser 150 por ciento del consumo de combustible del motor en despegue.

c. *Sistemas de bombas.* La tasa de flujo de combustible para cada sistema de bombas (suministro principal y reserva) para cada motor reciproco debe ser 125 por ciento del flujo de combustible requerido por el motor con la potencia máxima de despegue. Esta tasa de flujo es requerida para cada bomba principal y cada bomba de emergencia y debe estar disponible cuando la bomba esta operando como debería durante el despegue.

d. *Tanques de combustible múltiples.* Si el motor puede ser suministrado con combustible con mas de un tanque, debe ser posible obtener potencia máxima continua y presión de combustible en ese motor en no mas de 10 segundos después de cambiar a cualquier tanque lleno después de un falla de motor ya que el agotamiento de combustible se convierte en es aparente cuando el motor es alimentado de otro tanque.

26.957 Flujo entre Tanques Interconectados.

Debe ser imposible, en un sistema de alimentación por gravedad con salidas de tanque interconectadas, para que suficiente combustible fluya entre los tanque para causar un sobreflujo de combustible desde cualquier ventilación del tanque bajo las condiciones de el numeral 26.959, excepto que tanques llenos tengan que ser usados.

26.959 Suministro de Combustible no Usable.

El suministro de combustible no usable para cada tanque debe ser establecido como no menor que aquella cantidad a la cual la primera evidencia de mal funcionamiento ocurre bajo la condición mas adversa de alimentación de combustible ocurriendo bajo cada operación y maniobra de vuelo deseada que involucre ese tanque. Fallas del los componentes del sistema de combustible no necesitan ser consideradas.

26.961 Operación del Sistema de Combustible en Clima Caliente.

Cada sistema de combustible debe estar libre de bloqueo por vapor cuando se este usando el combustible a una temperatura de 43°C, cuando se este operando la aeronave en todas las condiciones criticas operacionales, y con el combustible mas crítico para el cual la aprobación es solicitada.

26.963 Tanques de Combustible: General.

a. Cada tanque de combustible debe ser capaz de resistir, sin fallas, las cargas de vibración, inercia, fluidos y estructural a las cuales pueda estar sujeto en operación.

b. Cada formador flexible del tanque de combustible debe mostrar que es apropiado para la aplicación particular.

c. Cada tanque de combustible integral debe tener facilidades adecuadas para la inspección interior y reparación.

26.965 Pruebas del Tanque de Combustible.

Cada tanque de combustible debe ser capaz de resistir las siguientes presiones sin falla o fuga:

a. Para cada tanque de metal y tanque no metálico convencional con paredes no soportadas por la estructura de la aeronave, una presión de 3.5 p.s.i. (24.5 kPa).

b. Para cada tanque integral, la presión desarrollada durante la aceleración máxima límite de la aeronave con el tanque lleno, con la aplicación simultanea de las cargas estructurales críticas límite.

c. Para cada tanque no metálico con paredes soportadas por la estructura de la aeronave y construidas de una manera aceptable usando materiales básicos aceptables para tanques y con condiciones de soporte actuales o simuladas, una presión de 2 p.s.i. (14 kPa) para el primer tanque de un diseño especifico. La estructura que lo apoya debe estar diseñada para las cargas críticas que ocurren en vuelo o las condiciones de resistencia en aterrizaje combinadas con las cargas de presión de combustible debido a las aceleraciones correspondientes.

26.967 Instalación del Tanque de Combustible.

a. Cada tanque de combustible debe estar soportado de tal manera que las cargas del tanque no estén concentradas. Adicionalmente:

(1) Deben estar acolchonado, si es necesario, para prevenir el rozamiento entre cada tanque y sus apoyos;

(2) El acolchonado no debe ser absorbente o tratado para prevenir la absorción de combustible;

(3) Si un formador flexible para el tanque es usado, debe estar apoyado de tal manera que no sea requerido para resistir las cargas de los fluidos;

(4) Las superficies interiores adyacentes al formador deben ser lisas y libres de proyecciones que puedan causar el desgaste, a menos que:

(i) Provisiones son hechas para la protección del formador en esos puntos; o

(ii) La construcción del formador por si mismo proporciona tal protección; y

(5) Una presión positiva debe ser mantenida entre el espacio de vapor de cada célula de diafragma bajo cualquier condición de operación, excepto para una condición particular para la cual es demostrado que una presión de cero o negativa no causara que la célula de diafragma colapse; y

(6) La aspiración de combustible (diferente a un derrame menor) o colapso de las células de diafragma no pueda resultar en un aseguramiento inapropiado o pérdida del tapón de llenado de combustible.

b. Cada compartimiento de combustible debe ser ventilado y drenado para prevenir la acumulación de fluidos o vapores inflamables. Cada compartimiento adyacente al tanque que es una parte integral de la estructura de la aeronave debe también ser ventilado y drenado.

c. Ningún tanque de combustible puede estar en el lado del motor de la pared de fuego. Debe haber por lo menos media pulgada (13 mm) de tolerancia entre el tanque de combustible y la pared de fuego. Ninguna parte de la piel del nacelle del motor que se encuentra inmediatamente detrás de una abertura mayor de aire del compartimiento del motor puede actuar como la pared de un tanque integral.

d. Si un tanque de combustible es instaldo en el compartimiento de personal debe estar aislado de por medio de un encerramiento a prueba de vapores y a prueba de combustible que este ventilado y drenado hacia le exterior de la aeronave. Si una célula de combustible tipo diafragma, si es usada, debe tener una concha de retención por lo menos equivalente en integridad estructural a un tanque de combustible de metal.

e. Los tanques de combustible deben estar diseñados, ubicados e instalados de tal forma para retener combustible:

(1) Sujetos a las cargas de inercia resultantes por los factores de carga estáticos últimos prescritos en el numeral 26.561(b)(2) de esta parte; y
(2) Bajo condiciones que posiblemente pueden ocurrir cuando la aeronave aterriza en una pista pavimentada con una velocidad de aterrizaje normal bajo cada una de las siguientes condiciones:
(i) La aeronave en una actitud normal de aterrizaje.
(ii) La pierna más critica del tren de aterrizaje colapsada y las otras piernas del tren de aterrizaje extendidas.

26.969 Espacio de Expansión del Tanque de Combustible.

Cada tanque de combustible debe tener un espacio de expansión no menor que el dos por ciento de la capacidad del tanque, a menos que la ventanilla del tanque expulse sin hacer contacto con la aeronave (en tal caso el espacio de expansión no es requerido). Debe ser imposible llenar el espacio de expansión inadvertidamente con la aeronave en una actitud normal en tierra.

26.971 Colector del Tanque de Combustible.

a. Cada tanque de combustible debe tener un colector drenable con una capacidad efectiva, en las actitudes normales en tierra y en vuelo, de 0.10 por ciento de la capacidad del tanque, o 1/32 de galón (120 cm^3), cualquiera que sea la mayor, a menos que:
(1) El sistema de combustible tenga una taza de sedimentos o cámara que sea accesible para drenaje y tenga una capacidad de 25 cm^3.
(2) Cada salida del tanque de combustible esta ubicada de tal manera que, en la actitud normal de vuelo, el agua se drenara de todas partes del tanque hacia la taza de sedimentos o cámara.

b. Cada drenaje del colector, taza de sedimentos y cámara de sedimentos requerido por los literales (a), (b) y (c) de esta sección deben cumplir con las provisiones de drenaje de el numeral 26.999 (b)(1), (2) y (3).

26.973 Conexión de Abastecimiento del Tanque de Combustible.

a. Cada conexión de abastecimiento del tanque de combustible debe estar localizada fuera del compartimiento de personal. Debe prevenirse que combustible derramado, entre al compartimiento del tanque de combustible o cualquier parte de la aeronave diferente al tanque mismo.

b. Cada tapa debe proporcionar un sello seguro para el combustible para la apertura de llenado principal. Sin embargo, puede haber pequeñas aperturas en la tapa del tanque de combustible para propósitos de ventilación o para el propósito de permitir el paso de un medidor de combustible a través de la tapa.

26.975 Venteos del Tanque de Combustible y Venteos del Vapor del Carburador.

a. Cada tanque de combustible debe estar ventilado desde la parte superior del espacio de expansión. Adicionalmente:

(1) Cada salida del venteo debe estar ubicada y construida en un a forma que minimice la posibilidad de la misma de ser obstruida por hielo y otra materia extraña.
(2) Cada ventanilla debe estar construida para prevenir el vaciado de combustible durante operación normal;
(3) La capacidad de ventilación debe permitir el alivio rápido de diferencias excesivas de presión entre el interior y exterior del tanque;
(4) Espacios de aire de tanques con salidas interconectadas deben estar interconectados;
(5) No debe haber ningún punto en cualquier línea de ventilación donde se pueda acumular la humedad con la aeronave en actitudes en tierra o vuelo nivelado, a menos que drenaje sea proporcionado. Cualquier válvula de drenaje instalada debe ser accesible para drenaje;
(6) Ninguna ventilación puede terminar en un punto donde la descarga de combustible desde la salida de ventilación constituirá un riesgo de incendio o a partir de la cual vapores puedan entra los compartimientos de personal; y
(7) Las ventanillas deben estar configuradas para prevenir la perdida de combustible, excepto el combustible expulsado debido a la expansión térmica, cuando la aeronave este parqueada en cualquier dirección en una rampa con una pendiente de uno por ciento.

b. Cada carburador con conexiones de eliminación de vapor y cada motor con inyección de combustible que emplee provisiones de reversión de vapor debe tener una línea de ventilación separada para llevar los vapores de vuelta a la parte superior de uno de los tanques de

combustible. Si hay mas de un tanque y es necesario usar estos tanques en una secuencia definitiva por cualquier razón, la línea de ventilación de vapor debe llevarlo de vuelta hacia el tanque de combustible a ser usado primero, a menos que las capacidades relativas de los tanques sean tales que el retorno a otro tanque es preferible.

26.977 Colador de Combustible o Filtro.

a. Debe haber un filtro de combustible entre la salida del tanque y la entrada del carburador (o a la bomba de combustible, si se instala). Este filtro debe:

(1) Tener la capacidad (respecto a las limitaciones de operación establecidas para el motor) para asegurar que el sistema de funcionamiento de combustible del motor no esta afectado, con el combustible en un grado (con respecto a la densidad y al tamaño de la partícula) que sea mayor que el establecido por la aprobación del motor; y
(2) Debe ser accesible para drenaje y limpieza.

b. Debe haber un colador de combustible para la salida del tanque de combustible o la bomba de empuje adicional. Este colador debe:

(1) Tener de 8 a 16 mallas por pulgada (3 a 6 mallas por cm); y
(2) Debe ser por lo menos dos veces el área de la línea de salida.
(3) Tener un diámetro de cada de por lo menos el de la salida del tanque de combustible; y
(4) Debe ser accesible para inspección y limpieza.

COMPONENTES DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

26.991 Bombas de Combustible.

a. *Bombas principales.* Para las bombas principales, lo siguiente aplica:

Para instalaciones de motores recíprocos teniendo bombas de combustible para suministrar combustible al motor, por lo menos una bomba para cada motor debe estar movida directamente por el motor y debe cumplir el numeral 26.955. Esta bomba es una bomba principal.

b. *Bombas de emergencia.* Debe haber una bomba de emergencia inmediatamente disponible para suministrar combustible al motor si cualquier bomba principal (diferente a una bomba de

inyección de combustible aprobada como parte de un motor) falla. El suministro de potencia para cada bomba de emergencia debe ser independiente del suministro de potencia para cada bomba principal correspondiente.

c. *Medios de aviso.* Si la bomba principal y la de emergencia operan ambas continuamente, debe haber un medio para indicar a los miembros de la tripulación de vuelo apropiados un mal funcionamiento de cualquiera de las bombas.

d. La operación de cualquier bomba no puede afectar la operación del motor de tal manera que cree un peligro, sin importar la graduación de potencia o empuje o el estado funcional de cualquier otra bomba de combustible.

26.993 Líneas y Adaptadores del Sistema de Combustible.

a. Cada línea de combustible debe estar instalada y apoyada para prevenir la vibración excesiva y resistir cargas debido a la presión del combustible y condiciones de vuelo aceleradas.

b. Cada línea de combustible conectada a componentes e la aeronave entre las cuales movimiento relativo puede existir debe tener provisiones para flexibilidad.

c. Cada conexión flexible en líneas de combustible que pueda estar bajo presión y sujeta a cargas axiales debe utilizar un montaje de mangueras flexibles.

d. Cada manguera flexible debe mostrarse que es apropiada para la aplicación particular.

26.995 Válvulas y Controles de Combustible.

a. Deben haber medios para permitir a los miembros de la tripulación de vuelo apropiados para cortar rápidamente, en vuelo, el combustible del motor.

b. Ninguna válvula de apagado puede estar en el lado del motor de la pared de fuego. Adicionalmente, deben haber medios para:

(1) Protegerse contra la operación inadvertida de cada válvula de apagado; y
(2) Permitir a los miembros apropiados de la tripulación de vuelo reabrir cada válvula rápidamente después que ha sido cerrada.

c. Cada válvula y control del sistema de combustible debe estar soportado de tal manera que las cargas resultantes debido a su operación o debido a condiciones de vuelo aceleradas no son transmitidas a las líneas conectadas a la válvula.

d. Cada válvula y control del sistema de combustible debe estar instalado de tal manera que la gravedad y vibración no afectara la posición seleccionada.

e. Cada manecilla de la válvula de combustible y sus conexiones al mecanismo de la válvula debe tener características de diseño que minimicen la posibilidad de una instalación incorrecta.

f. Cada válvula de chequeo debe estar construida, o de alguna otra manera incorporar provisiones, para evitar el ensamblaje o conexión incorrecta de la válvula.

g. Las válvulas del selector del tanque de combustible deben:

(1) Requerir una acción separada y distintiva para ubicar el selector en la posición de apagado "OFF"; y
(2) Tener las posiciones del selector del tanque ubicadas de tal manera que sea imposible que el selector pase a través de la posición de "APAGADO" cuando se este cambiando de un tanque a otro.

26.999 Drenajes del Sistema de Combustible.

a. Debe haber por lo menos un drenaje para permitir el drenaje seguro del sistema de combustible completo con la aeronave en su actitud normal en tierra.

b. Cada drenaje requerido por el literal (a) de esta sección y el numeral 26.971 debe:

(1) Descargar sin hacer contacto con ninguna parte de la aeronave;
(2) Poseer medios manuales o automáticos para asegurarla positivamente en la posición de cerrado; y
(3) Tener una válvula de drenaje que --
(i) Que es accesible fácilmente y que pueda ser fácilmente abierta y cerrada; y
(ii) Que esta ubicada o protegida para prevenir el derrame de combustible en el evento de un aterrizaje forzoso.

SISTEMA DE ACEITE

26.1011 General.

a. Cada motor debe tener un sistema independiente de aceite que pueda suministrarlo con una cantidad apropiada de aceite a una temperatura que no este por encima de la segura para operación continúa.

b. La capacidad del tanque de aceite usable debe ser adecuada para el rendimiento de la aeronave.

c. Si el motor depende de una mezcla de combustible/aceite para su lubricación, entonces se debe proveer de una manera confiable con la establecida apropiada mezcla.

26.1013 Tanques de Aceite.

a. Cada tanque de aceite debe estar instalado para:

(1) Cumplir los requisitos de el numeral 26.967(a), (b) y (d); y
(2) Resistir cualquier carga de vibración, inercia y fluidos esperada en operación.

b. El nivel de aceite debe ser fácilmente chequeado sin tener que remover ninguna parte de la cubierta (con excepción de la cubierta de acceso del tanque de aceite) o sin el uso de ninguna herramienta.

c. El tanque de aceite instalado en el compartimiento del motor debe ser de material resistente al fuego exceptuando que, la capacidad total del sistema incluida en los tanques, líneas y sumideros sea mayor de 5 litros, este seria fabricado de material a prueba de fuego.

26.1015 Pruebas de los Tanques de Aceite.

Cada tanque de aceite debe ser probado de acuerdo a lo especificado bajo el numeral 26.965, excepto que se deberá aplicar una presión de cinco p.s.i. (35 kPa) en las pruebas.

26.1017 Líneas y Conectores de Aceite.

a. *Líneas de aceite.* Las líneas de aceite deben cumplir el numeral 26.993.

b. *Líneas de respiración.* Las líneas de respiración deben estar organizadas de tal manera que:

(1) Vapor de agua condensado o aceite que pueda congelarse y obstruir la línea no puede acumularse en ningún punto;
(2) La descarga del respirador no constituirá un peligro de incendio si se forma espuma, o causa que el aceite emitido golpee el parabrisas del piloto;
(3) El respirador no descarga hacia el sistema de inducción de aire del motor; y
(4) La salida del respirador esta protegida contra el bloqueo por hielo o materia extraña.

26.1019 Colador o Filtro de Aceite.

Cada colador o filtro de aceite en una instalación de planta motriz usando motores recíprocos debe estar construida e instalada de tal manera que el aceite fluya a una tasa normal a través del resto del sistema con el elemento de colador o filtro completamente bloqueado.

26.1021 Drenajes del Sistema de Aceite.

Un drenaje (o drenajes) debe ser proporcionado para permitir el drenaje seguro del sistema de aceite. Cada drenaje debe tener una forma para aseguramiento positivo en la posición cerrada.

26.1023 Radiadores de Aceite.

Cada radiador de aceite y la estructura que lo soporta debe ser capaz de resistir la carga de vibración, inercia y presión de aceite a la cual podría estar sujeta en operación.

ENFRIAMIENTO

26.1041 General.

Las provisiones de enfriamiento de la planta motriz deben mantener la temperatura de los componentes de la planta motriz y fluidos del motor y los componentes dentro de los límites establecidos por el fabricante del motor durante todas las condiciones de operación posibles.

26.1047 Procedimientos de Prueba de Enfriamiento para Aeronaves Propulsadas con Motores Recíprocos.

a. Para determinar el cumplimiento con el numeral 26.1041, una prueba de enfriamiento debe ser efectuada así:

(1) Las temperaturas del motor deben ser establecidas en vuelo con el motor a no menos de 75% de potencia máxima continua;
(2) Después que la temperatura a sido establecida, un ascenso debe comenzarse a la más baja altitud permitida y continuada por un minute con la potencia máxima de despegue;
(3) Al final del minuto, el ascenso debe continuarse a la potencia máxima continua por al menos 5 minutos después de ocurrida la más alta temperatura registrada; y
(4) Para motores supercargados, el supercargador debe ser operado a través del perfil de ascenso para las cuales la operación con el supercagador es requerida y en una manera consistente con la operación pretendida.

b. El ascenso requerido por el literal (a) de este numeral debe de ser conducido a una velocidad no mayor que la estipulada para la mayor rata de ascenso con potencia máxima continua.

c. La máxima temperatura de aire anticipada (condiciones de día caliente) es de 38°C a nivel del mar. Arriba del nivel del mar, la temperatura disminuye con un gradiente de temperatura de 2°C por cada 1 000 pies de altitud. Si las pruebas son conducidas bajo condiciones de desviaciones de este valor, las temperaturas registradas deben ser corregidas de acuerdo la literal (d) de este numeral, a menos que un método más racional sea aplicado.

d. Las temperaturas de los fluidos del motor de los components de la planta motriz (con la excepción de los barriletes del cilindro) deben ser corregidos añadiendo a ellos la diferencia entre la máxima temperatura ambiente de aire anticipada y la temperatura ambiente de aire al momento de ocurrir la máxima temperatura del componente o fluido registrada durante las pruebas de enfriamiento.

e. Las temperaturas de barrilete de cilindro deben ser corregidas mediante la adición a ellas de 0.7 veces la diferencia entre la máxima temperatura atmosférica ambiente y la temperatura ambiente del aire al momento de ocurrir la máxima temperatura de barrilete de cilindro registrada durante las pruebas de enfriamiento.

ENFRIAMIENTO POR LÍQUIDO

26.1061 Instalación.

a. *General.* Cada motor enfriado con líquido debe tener un sistema de enfriamiento independiente (incluyendo el tanque del refrigerante) instalado de tal manera que:

(1) Cada tanque de refrigerante este soportado de tal manera que las cargas del tanque son distribuidas sobre una gran parte de la superficie del tanque;
(2) Hay acolchonados u otros medios de aislamiento entre el tanque y sus soportes para prevenir el rozamiento.
(3) El acolchonado o cualquier otro medio de aislamiento que es usado debe ser no absorbente o debe ser tratado para prevenir la absorción de fluidos inflamables; y
(4) Ningún aire o vapor puede ser atrapado en cualquier parte del sistema, excepto el espacio de expansión del tanque de refrigerante, durante el llenado o durante operación.

b. *Tanque de Refrigerante*

(1) Cada tanque de refrigerante debe ser capaz de resistir la carga de vibración, inercia y fluido a las cuales puede estar sujeto en operación;
(2) Cada tanque de enfriador debe tener un espacio de expansión de por lo menos 10 por ciento de la capacidad total del sistema de enfriamiento; y
(3) Debe ser imposible llenar el espacio de expansión inadvertidamente con la aeronave en actitud normal en tierra.

c. *Conexión de llenado.* Cada conexión de llenado del tanque de refrigerante debe estar marcada con esta especificado en el numeral 26.1557(c). Adicionalmente:

(1) Debe prevenirse que el refrigerante derramado entre al compartimiento del tanque de refrigerante o cualquier parte de la aeronave diferente al tanque mismo; y
(2) Cada conexión de llenado de receso, si es instalada y recomendada por el fabricante del motor, debe tener un drenaje que descargue sin hacer contacto con alguna parte de la aeronave.

d. *Líneas y Conectores.* Cada línea y adaptador del sistema de enfriamiento debe cumplir los requisitos de el numeral 26.993, excepto que el diámetro interno de las líneas de entrada y salida de refrigerante del motor no puede ser menor que el diámetro de las conexiones correspondientes de entrada y salida del motor.

e. *Radiadores.* Cada radiador de enfriamiento debe ser capaz de resistir cualquier carga de vibración, inercia y carga de presión del refrigerante a la cual podría ser sujeto normalmente. Adicionalmente:

(1) Cada radiador debe estar apoyado para permitir la expansión debido a temperaturas operacionales y prevenir la transmisión de vibraciones peligrosas al radiador; y
(2) Si refrigerante inflamable es usado, el conducto de entrada de aire al radiador de enfriamiento debe estar ubicado de tal manera (en caso de incendio) las llamas de la nacela (capot, cubierta de motor) no alcancen el radiador.

f. *Drenajes.* Debe haber un drenaje accesible que:

(1) Drene el sistema de enfriamiento completamente (incluyendo el tanque de refrigerante, radiador y el motor) cuando la aeronave esta en actitud normal en tierra.
(2) Descargue sin hacer contacto con alguna parte de la aeronave; y
(3) Tiene medios para asegurarlo positivamente cerrado.

26.1063 Pruebas del Tanque de Enfriador.

Cada tanque de enfriador debe ser probado bajo el numeral 26.965, excepto que la prueba requerida por el numeral 26.965(a)(1) debe ser reemplazado por una prueba similar empleando la suma de la presión desarrollada durante la aceleración máxima ultima con el tanque lleno o una presión de 3,5 libras por pulgada cuadrada o p.s.i. (24 kPa), cualquiera que sea mayor, mas la presión máxima de trabajo del sistema.

SISTEMA DE INDUCCION

26.1091 Sistema de Inducción de Aire.

a. El sistema de inducción de aire para cada motor y unidad auxiliar de potencia y sus accesorios debe suministrar el aire requerido por el motor y unidad auxiliar de potencia y sus accesorios bajo las condiciones operacionales para las cuales es solicitada la certificación.

b. Las tomas primarias pueden abrir dentro de la cubierta del motor si esa parte de la cubierta esta aislada de la sección de accesorios del motor por medio de un diafragma resistente al fuego o si hay medios para prevenir la salida de llamas de flujo reversible.

26.1093 Protección contra Hielo del Sistema de Inducción.

a. Cada sistema de inducción de motor reciproco debe tener medios para prevenir y eliminar hielo. A menos que esto sea hecho por otros medios, debe mostrarse que, en aire libre de humedad visible a una temperatura de -30°F (-1°C):

(1) Cada aeronave con los motores al nivel del mar usando carburadores convencionales tipo venturi tiene un precalentador que puede proporcionar un incremento en calor de 90°F (50°C). con los motores al 75 por ciento de potencia máxima continua;
(2) Cada aeronave con motores de altitud usando carburadores convencionales tipo venturi tiene un precalentador que puede proporcionar un incremento de calor de 120°F (67°C) con los motores al 75 por ciento de potencia máxima continua;
(3) Cada aeronave con motores de altitud usando un dispositivo medidor de combustible que tiende a prevenir la formación de hielo tiene un precalentador que, con los motores al 60 por ciento de potencia máxima continua, pueden proporcionar un incremento de calor de 100°F (56°C);
(4) Cada aeronave con el motor de nivel del mar usando un dispositivo de medición de combustible que tiende a prevenir la formación de hielo tiene una fuente de aire alterna protegida con un precalentado no menor a la estipulada por el enfriamiento a la salida de los cilindros del motor;

b. Para aeronaves con motores recíprocos usando supercargadores para presurizar el aire antes de entrar el dispositivo medidor de combustible, el incremento de calor causado por la supercarga a cualquier altura puede ser utilizado en la determinación del cumplimiento con el literal (a) de esta sección si el incremento de calor utilizado es ese que estará disponible automáticamente, para las alturas aplicables y condiciones operacionales debido a la supercarga.

26.1101 Diseño de Precalentador de Inducción de Aire.

Cada sistema de precalentamiento del aire, calentado por exhosto, debe estar diseñado y construido para:

a. Asegurar la ventilación del precalentador cuando siendo usado durante la operación del motor en aire frio;

b. Permitir la inspección de las partes de los múltiples del escape que este rodea; y

c. Permitir la inspección de partes críticas del precalentador mismo.

26.1103 Conductos del Sistema de Inducción.

a. Cada conducto del sistema de inducción debe tener un drenaje para prevenir la acumulación de combustible o humedad en actitudes normales en tierra y vuelo. Ningún drenaje puede descargar donde causara un riesgo de incendio.

b. Cada conducto conectado a componentes entre los cuales podría existir movimiento relativo debe tener medios para flexibilidad.

26.1105 Mallas del Sistema de Inducción.

Si se usan pantallas para el sistema de inducción:

a. Cada malla debe estar corriente arriba del carburador o el sistema de inyección de combustible.

b. Si la malla esta localizada en cualquier parte del sistema de inducción que sea el único pasaje entre el cual el air que pueda entrar al motor, debe determinarse un medio para impedir y eliminar la formación de hielo; y

c. Debe ser imposible que combustible haga contacto con cualquier pantalla.

SISTEMA DE ESCAPE

26.1121 General.

a. Cada sistema de escape debe asegurar el desecho seguro de gases de escape sin riesgo de incendio o contaminación de monóxido de carbono en cualquier compartimiento de personal.

b. Cada parte del sistema de escape con una superficie suficientemente caliente para encender fluidos o vapores inflamables debe estar ubicada o protegida de tal manera que la fuga de cualquier sistema llevando fluidos o vapores inflamables no resultara en un incendio causado por el contacto de fluidos o vapores en cualquier parte del sistema de escape incluyendo las protecciones del sistema de escape.

c. Cada sistema de escape debe estar separado por escudos resistentes al fuego de partes adyacentes inflamables de la aeronave que estén por fuera del compartimiento del motor.

d. Ningún gas de escape puede descargar peligrosamente cerca de cualquier drenaje del sistema de combustible o aceite.

e. Cada componente el sistema de escape debe estar ventilado para prevenir puntos de temperatura excesivamente alta.

f. Cada intercambiador de calor del escape debe incorporar medios para prevenir el taponamiento del puerto de escape después de cualquier falla interna del intercambiador de calor.

26.1123 Sistema de Escape.

a. Cada sistema de escape debe ser resistente al fuego y resistente a la corrosión y debe tener medios para prevenir fallas debido a la expansión por temperaturas operacionales.

b. Cada sistema de escape debe estar soportado para resistir la vibración y cargas de inercia a las cuales puede estar sujeto en operación.

c. Partes del sistema conectadas a componentes entre los cuales puede existir movimiento relativo deben tener medios para flexibilidad.

26.1125 Intercambiadores de Calor del Escape.

Para aeronaves propulsadas con motores recíprocos lo siguiente aplica:

a. Cada intercambiador de calor del escape debe estar construido e instalado para soportar la vibración, inercia y otras cargas a las que pueda estar sujeto en operación normal. Adicionalmente:

(1) Cada intercambiador debe ser apropiado para operación continua a altas temperaturas y resistente a la corrosión de los gases de escape;
(2) Deben haber medios para la inspección de partes criticas de cada intercambiador; y
(3) Cada intercambiador debe tener provisiones para enfriamiento siempre y cuando este sujeto al contacto con gases de escape.

b. Cada intercambiador de calor usado para el calentamiento de aire de ventilación debe estar construido de tal manera que los gases de escape no puedan entrar al aire de ventilación.

CONTROLES Y ACCESORIOS DE LA PLANTA MOTRIZ

26.1141 Controles de la Planta Motriz: General.

a. Cada control debe ser capaz de mantener cualquier posición necesaria sin:

(1) La atención constante por parte del piloto; o
(2) La tendencia al arrastre debido a las cargas de control o vibración.

b. Cada control debe se capaz de resistir las cargas operacionales sin falla o deflexión excesiva.

c. La porción de cada control de la planta motriz ubicado en el compartimiento del motor que es requerido para ser operado en el evento de incendio debe ser por lo menos resistente al fuego.

d. Los controles de válvula de la planta motriz ubicados en la cabina deben tener:

(1) Para válvulas manuales, paradas positivas o en el caso de válvulas de combustible provisiones indicadoras apropiadas, en las posiciones abierta y cerrada; y
(2) Para válvulas asistidas por potencia, un medio para indicar a la tripulación de vuelo cuando la válvula:
(i) Esta en la posición de totalmente abierta o totalmente cerrada; o
(ii) Se esta moviendo ente la posición de totalmente abierta y totalmente cerrada.

26.1143 Controles del Motor.

a. El control de potencia o Supercargador debe dar un medio de respuesta inmediato y positivo de controlar su motor o supercargador.

b. Si el control de potencia, empuje o combustible (diferente al control de mezcla) incorpora una característica de apagado de combustible, el control debe tener un medio para prevenir el movimiento inadvertido del control hacia la posición de apagado. El medio debe:
(1) Tener un seguro o parada positiva en la posición de marcha mínima; y
(2) Requerir una operación separada y distintiva para ubicar el control en la posición de apagado.

26.1145 Interruptores de Ignición.

a. Cada circuito de ignición debe estar independientemente switcheado, no debe requerir la operación de ningún otro interruptor para que el quede operativo.

b. Los interruptores de encendido deben tener un medio para prevenir su operación inadvertida.

c. El interruptor de encendido no debe ser usado como un interruptor principal para otros circuitos.

26.1147 Controles de Mezcla.

Los controles deben requerir una operación separada o distintiva para mover el control hacia una posición de empobrecimiento o apagado.

26.1163 Accesorios de la Planta Motriz.

a. Cada accesorio montado en el motor debe:

(1) Estar aprobado para ser montado en el motor involucrado;
(2) Usar las provisiones en los motores para montaje; y
(3) Estar sellados para prevenir la contaminación del sistema de aceite del motor y el sistema de accesorios.

b. Equipo eléctrico sujeto a fuego o chispas debe ser instalado para minimizar la probabilidad de contacto con cualquier fluido o vapor inflamable que pueda estar presente en un estado libre.

26.1165 Sistemas de Encendido del Motor.

a. Cada sistema de encendido por batería debe tener como suplemento un generador que este automáticamente disponible como una fuente alterna de energía eléctrica para permitir la operación continua del motor si cualquier batería se llegara a agotar.

b. La capacidad de baterías y generadores debe ser suficientemente grande para cumplir las demandas simultáneas del sistema de encendido del motor y las más grandes demandas de cualquier componente de los sistemas eléctricos que absorben energía de la misma fuente.

c. El diseño del sistema de encendido del motor debe tener en consideración:

(1) La condición de un generador inoperativo;
(2) La condición de una batería completamente agotada con el generador corriendo a su velocidad normal operacional; y
(3) La condición de una batería completamente agotada con el generador operando a una velocidad de marcha mínima, si solamente hay una batería.

d. Debe haber un medio para avisar apropiadamente al piloto si el mal funcionamiento de cualquier parte del sistema eléctrico esta causando la continua descarga de cualquier batería usada para el encendido del motor.

PROTECCION CONTRA INCENDIO DE LA PLANTA MOTRIZ

26.1182 Áreas de la Nacela Detrás de las Paredes de Fuego.

Componentes, líneas y conectores, ubicadas detrás de la pared de fuego del compartimiento del motor debe estar construido de tales materiales y ubicados a tal distancia de la pared de fuego que no sufrirán daño suficiente para poner en peligro la aeronave si una porción del lado del motor de la pared de fuego es sujeta a una temperatura de llama no menor que 2000°F (1100°C) por 15 minutos. Esto debe ser demostrado mediante prueba o análisis.

26.1183 Líneas, Conectores y Componentes.

a. Excepto como esta provisto el literal (b) de esta sección, cada compartimiento, línea y conector llevando fluidos inflamables, gases o aire en cualquier área sujeta a condiciones de fuego del motor debe ser por lo menos resistente al fuego, excepto que los tanques de fluidos inflamables y los soportes que son parte de y están sujetos a el motor deben ser a prueba de fuego o estar encerrados por un escudo a prueba de fuego a menos que el daño debido por fuego a cualquier parte que no sea a prueba de fuego no causara la fuga o derramamiento de fluido inflamable. Los componentes deben estar protegidos o ubicados de tal forma que se protejan contra el encendido de la fuga de fluido inflamable. Conjuntos de mangueras flexibles (mangueras y conectores) deben demostrar que son apropiados para la aplicación particular. Un contenedor integral de aceite no necesita ser a prueba de fuego ni estar encerrado por un escudo a prueba de fuego.

b. El literal (a) de esta sección no aplica a:

(1) Líneas, conectores y componentes que ya son aprobados como parte de un motor certificado de tipo; y
(2) Líneas de ventilación y drenaje y sus conectores, cuya falla no resultará en, o adicionará, un riesgo de incendio.

26.1191 Paredes de Fuego.

a. Cada motor, unidad auxiliar de potencia, calentador quemador de combustible y otro equipo de combustión, debe estar aislado del resto de la aeronave por medio de paredes de fuego, envolventes o medios equivalentes.

b. Cada pared de fuego o envolvente debe estar construida de tal manera que ninguna cantidad riesgosa de líquido, gas o llama pueda pasar desde el compartimiento creado por la pared de fuego o envolvente hacia las otras partes de la aeronave.

c. Cada abertura en la pared de fuego o envolvente debe estar sellada con un ajuste cerrado, juntas a prueba de fuego, bujes o conectores de pared de fuego.

d. Cada pared de fuego y envolvente debe ser a prueba de fuego y protegida contra la corrosión.

e. Los siguientes materiales pueden ser usados en paredes de fuego o envolventes sin ser probados como es requerido por esta sección:
(1) Lamina de acero inoxidable, 0,015 pulgadas (0.38 mm) de gruesa.
(2) Lamina de acero blanda (cubierta con aluminio o de alguna manera contra la corrosión) 0,018 pulgadas (0.5 mm) de gruesa; y,
(3) Adaptadores de la pared de fuego de aleación con base de cobre o acero.

f. En cumplimiento con los criterios de materiales o componentes a prueba de fuego, se demostrará lo siguiente:
(1) La llama a la cual los materiales o componentes estarán sujetos debe ser de 2000°F ± 50°C (1100°C ± 25°C).
(2) Lamina de materiales de aproximadamente 64 cm^2 deben ser sujetos a la llama desde una quemador confiable.
(3) La llama debe ser lo suficientemente larga para mantener la temperatura de prueba requerida sobre un área aproximada de 13 mm cuadrados.
(4) Los materiales y adaptadores de paredes de fuego deben resistir la penetración por un tiempo de al menos 15 minutos.

26.1193 Cubiertas de Motor

a. Cada cubierta de motor debe estar construida y apoyada de tal manera que pueda resistir cualquier carga de vibración, inercia y de aire a la cual puede ser sujeta en operación.

b. Deben haber medios para un drenaje rápido y completo de cada parte de la cubierta de motor en las actitudes normales en tierra y vuelo. Ningún drenaje puede descargar donde causara un riesgo de fuego.

c. La cubierta de motor debe ser por lo menos resistente al fuego.

d. Cada parte detrás de cada abertura en la cubierta del compartimiento del motor debe ser por lo menos resistente al fuego por una distancia de por lo menos 24 pulgadas (60 cm) hacia atrás de la abertura.

e. Cada parte de la cubierta de motor sujeta a altas temperaturas debido a su cercanía con los puertos del sistema de escape o en contacto con los gases de escape, debe ser a prueba de fuego.

SUBPARTE F – EQUIPO

GENERAL

26.1301 Función e Instalación.

Cada accesorio de equipo instalado debe:

a. Ser de una clase y diseño apropiado para su función propuesta.

b. Estar marcado de acuerdo con su identificación, función o limitaciones operacionales o cualquier combinación aplicable de estos factores;

c. Estar instalado de acuerdo a las limitaciones especificadas para ese equipo; y

d. Funcionar apropiadamente cuando este instalado.

26.1303 Instrumentos de Vuelo y Navegación.

Los siguientes son los mínimos instrumentos de vuelo y navegación requeridos:

a. Un indicador de velocidad;

b. Un altímetro;

c. Un indicador de dirección magnético.

26.1305 Instrumentos de la Planta Motriz.

Los siguientes son instrumentos requeridos de la planta motriz:

a. Un indicador de cantidad de combustible para cada tanque de combustible, instalado de acuerdo con el numeral 26.1305(a);

b. Un indicador de presión de aceite ó un indicador de alarma de baja presión de aceite;

c. Un indicador de temperatura del aceite, excepto para motores de dos-tiempos;

d. Un indicador tacómetro;

e. Un indicador de temperatura de la cabeza del cilindro para motores enfriados con aire, con flaps en la cubierta de motor ó en el caso de motores enfriados por líquidos, en su defecto, la opción (j), será requerida;

f. Un indicador de presión de combustible ó indicador de alarma de baja presión de combustible, para motores alimentados por bomba;

g. Un indicador de presión de manifold para motores con hélice de paso variable, o supercargados;

h. Un indicador de cantidad de aceite por tanque, p.e. varilla de medición;

i. Si hay limitaciones establecidas para cada carburador de temperatura de aire de entrada (AIT) o temperatura de gases de escape (EGT), los indicadores deben exhibir para cada temperatura para la cual la limitación es establecida, a menos que la limitación mostrada no se excediera en ninguna de las operaciones requeridas; y

j. Un indicador de temperatura de refrigerante para motores refrigerados por líquido.

26.1307 Equipo Misceláneo.

Debe existir una silla aprobada para cada ocupante.

26.1309 Equipo, Sistemas e Instalaciones.

Cada equipo, sistema e instalación debe ser diseñado para minimizar los riesgos a la aeronave en el evento de un malfuncionamiento o falla probable.

INSTRUMENTOS: INSTALACION

26.1321 Configuración y Visibilidad.

Cada instrumento de vuelo, navegación y planta motriz debe estar claramente ubicado y plenamente visible para el piloto.

26.1322 Luces de Advertencia, Precaución y Aviso.

Si luces de advertencia, precaución o aviso son instaladas en la cabina, ellas deben, a menos que de alguna otra manera sean aprobadas por la UAEAC, ser:

a. Rojas, para luces de advertencia (luces indicando un peligro el cual pueda requerir acción correctiva inmediata);

b. Ámbar, para luces de precaución (luces indicando la posible necesidad de una acción correctiva futura);

c. Verde, para luces de operación segura; y

d. Cualquier otro color, incluyendo blanco, para luces no descritas en los literales (a) al (c) de esta sección, previniendo que el color difiere suficientemente de los colores prescritos en los literales (a) al (c) de esta sección para evitar una posible confusión.

26.1323 Sistema Indicador de Velocidad.

a. Cada instrumento indicador de velocidad debe estar calibrado para indicar la velocidad verdadera (al nivel del mar con una atmósfera estándar) con un error de calibración pitot y estáticas que no exceda el cinco por ciento de la velocidad calibrada o cinco nudos, cualquiera que sea mayor, a través de los siguientes rangos de velocidad:

(1) $1{,}3V_{S1}$ a V_{NE}, con flaps retraídos.
(2) $1{,}3V_{S1}$ a V_{FE} con flaps extendidos.

c. La calibración debe ser efectuada en vuelo.

d. El sistema de indicación de velocidad debe estar disponible para velocidades entre V_{S0} y por lo menos 1.05 veces V_{NE}.

26.1325 Sistema de Presión Estática.

a. Cada instrumento provisto con conexiones de caja de presión estática debe estar ventilado de tal manera que la influencia de la velocidad de la aeronave, la apertura y cerramiento de

ventanas, variaciones del flujo de aire, humedad u otra materia extraña afectaría a lo mínimo la exactitud de los instrumentos.

b. El diseño e instalación del sistema de presión estática debe ser tal que:

(1) El drenaje positivo de humedad es proporcionado;
(2) Rozamiento de la tubería y la distorsión excesiva o restricción en las curvaturas en la tubería sea evitada; y
(3) Los materiales usados son durables, adecuados para el propósito propuesto y protegidos contra la corrosión.

26.1327 Indicador de Dirección Magnético.

a. Cada indicador de dirección magnético debe estar instalado de tal manera que su exactitud no es afectada excesivamente por la vibración o campos magnéticos de la aeronave; y

b. La instalación compensada no puede tener una desviación en vuelo nivelado mayor a diez grados en cualquier rumbo, excepto cuando el radio esta transmitiendo, en este caso, la desviación no podrá exceder quince grados.

26.1331 Instrumentos Usando una Fuente de Potencia.

Para cada aeronave aplica:

a. Cada instrumento giroscópico debe derivar su energía de de unas fuentes de potencia adecuadas para mantener su exactitud requerida a cualquier velocidad arriba de la mejor velocidad de rata de ascenso V_Y;

b. Cada instrumento giroscópico debe estar instalado de manera que se prevenga su malfuncionamiento debido a la lluvia, aceite u otros elementos que lo degraden; y,

c. Debe haber una forma de indicar la exactitud de la fuente de poder que alimenta a los instrumentos.

26.1337 Instalación de los Instrumentos de la Planta Motriz.

a. *Instrumentos y líneas de instrumentos.*
(1) Cada línea de instrumento de la planta motriz debe cumplir los requisitos del numeral 26.993.

(2) Cada línea llevando fluidos inflamables bajo presión debe –

(i) Tener orificios restrictivos o otros dispositivos de seguridad en la fuente de presión para prevenir el escape de fluido excesivo si la línea falla; y

(ii) Ser instalado y localizado de tal manera que el escape de fluidos no creará un riesgo.

(3) Cada instrumento de planta motriz que utiliza fluidos inflamables debe ser instalado y localizado de tal manera que el escape de fluido no crearía un riesgo.

b. *Indicación de la cantidad de combustible.* Debe haber un medio para indicar a los miembros de la tripulación de vuelo la cantidad de combustible usable en cada tanque durante el vuelo. Adicionalmente:

(1) Cada indicador de cantidad de combustible debe estar calibrado para leer "cero" durante el vuelo nivelado cuando la cantidad de combustible que queda en el tanque es igual al suministro de combustible no usable determinado bajo el numeral 26.959;

(2) Cada medidor visual expuesto usado como un indicador de cantidad de combustible debe estar protegido contra daños;

(3) Cada medidor visible que forme una trampa en la cual el agua se pueda depositar y congelar debe tener medios para permitir el drenaje en tierra; y,

(4) Tanques con salidas y espacios de aire interconectados pueden ser considerados como un tanque y no necesitan tener indicadores separados.

c. *Sistema de medición del flujo de combustible.* Si un sistema de medición de flujo de combustible es instalado, cada componente de medición debe tener un medio para derivar el suministro de combustible si el mal funcionamiento de ese componente severamente restringe el flujo de combustible.

26.1351 General.

a. *Capacidad del sistema eléctrico.* Cada sistema eléctrico debe ser adecuado para el uso propuesto. Adicionalmente,

(1) Fuentes de potencia eléctrica, sus cables de transmisión y sus dispositivos de control y protección asociados, deben ser capaces de proporcionar la potencia requerida al voltaje apropiado a cada circuito de carga esencial para una operación segura; y

(2) El cumplimiento con el literal (a)(1) de este numeral debe demostrase por medio de un análisis de carga eléctrica o por mediciones eléctricas que tomen en cuenta las cargas eléctricas aplicadas al sistema eléctrico de la aeronave en combinaciones probables y para duraciones probables.

b. *Función.* Para cada sistema eléctrico, le aplica lo siguiente:

(1) Cada sistema, cuando se instale, debe estar:

(i) Libre de riesgos (en sí mismo), en su método de operación y en sus efectos sobre otras partes o componentes de la aeronave;

(ii) Protegido contra derrames de combustible, aceite, agua, otras sustancias perjudiciales y contra daños mecánicos; y

(iii) Estar diseñado de tal manera que el riesgo de una descarga eléctrica a la tripulación, pasajeros y al personal en tierra sea reducido a un mínimo.

(2) Fuentes de potencia eléctrica deben funcionar adecuadamente cuando están conectadas en combinación o independientemente, exceptuando al alternador que depende de la batería para la excitación inicial o para su estabilización.

(3) Ninguna falla o mal funcionamiento de cualquier fuente de potencia eléctrica puede afectar la capacidad de cualquier fuente de potencia (de reserva) para suministrar a los circuitos de carga esenciales para su operación segura, excepto la operación del alternador que depende de la batería para la excitación inicial o para su estabilización y puede ser cortado por la falla de la batería.

(4) Cada control de fuente de potencia, debe permitir la operación independiente de cada fuente, excepto cuando los controles asociados con alternadores que dependan de la batería para su excitación inicial o para estabilización, no necesiten romper la conexión entre el alternador y su batería.

c. *Sistema generador.* Debe haber por lo menos un generador si el sistema eléctrico suministra potencia a circuitos de carga esenciales para una operación segura. Adicionalmente,

(1) Cada generador debe ser capaz de suministrar su potencia nominal continua.

(2) El equipo de control de voltaje del generador debe ser capaz de regular de forma confiable, la salida de potencia del generador dentro de sus límites nominales.

(3) Se debe proporcionar un medio de desconexión automático para prevenir el daño a cualquier generador y efectos adversos en el sistema eléctrico de la aeronave, debido a corriente inversa.

(4) Deber haber un medio para dar advertencia inmediata a la tripulación de vuelo de la falla de cualquier generador.

(5) Cada generador debe tener un control de sobrevoltaje diseñado e instalado para prevenir daños al sistema eléctrico, o a equipos alimentados por el sistema eléctrico que pueda resultar dañados si ese generador desarrollase una condición de sobre voltaje.

d. *Instrumentos.* Debe existir un medio para indicar a los miembros de la tripulación que el suministro de potencia eléctrica es adecuado, para la operación segura. Para medir la corriente directa un amperímetro conectado desde la batería puede ser usado

e. *Resistencia al fuego.* El equipo eléctrico debe estar de tal manera diseñado e instalado, que en el evento de un incendio en el compartimiento del motor, durante el cual la superficie de la pared de fuego adyacente al fuego es calentada hasta 1100°C (2.000°F) por cinco minutos o

hasta una temperatura menor siempre y cuando sea sustentada por el solicitante, el equipo esencial para una continuada operación segura y ubicado detrás de la pared de fuego, funcionará satisfactoriamente y no creará un riesgo de incendio adicional. Lo anterior podría demostrarse mediante pruebas o análisis.

f. *Potencia externa.* Si se hacen provisiones para la conexión de potencia externa a la aeronave y esa potencia externa puede ser eléctricamente conectada a equipos diferentes a los usados para encender el motor, se debe proporcionar un medio para asegurar que ningún suministro de potencia externa con la polaridad invertida, o con una secuencia de fase invertida pueda suministrar potencia al sistema eléctrico de la aeronave. La conexión de potencia externa debe estar localizada de tal manera que su uso no resulte en un riesgo para la aeronave o para el personal en tierra.

26.1353 Diseño e Instalación de la Batería Eléctrica.

a. Cada batería debe estar diseñada e instalada como esta establecido en esta sección. Para la instalación de la Batería se deberá efectuar evaluación donde se demuestre que soporta todas las cargas de inercia aplicables.

b. Temperaturas y presiones seguras de las celdas deben ser mantenidas durante cualquier condición probable de carga y descarga. Ningún incremento no controlado en la temperatura de la celda puede resultar cuando la batería es recargada (después de una descarga previa completa):

(1) A un voltaje o potencia máxima regulada;
(2) Durante un vuelo de duración máxima; y
(3) Bajo la condición de enfriamiento mas adversa que posiblemente pueda ocurrir en servicio.

c. Cumplimiento con el literal (b) de esta sección debe mostrarse por medio de pruebas a menos que la experiencia con baterías e instalaciones similares haya demostrado que no presenta algún problema para mantener temperaturas y presiones seguras en las celdas.

d. Ningún gas explosivo o toxico emitido por cualquier batería en operación normal, o como resultado de cualquier malfuncionamiento probable en el sistema de cargado o instalación de la batería, puede acumularse en cantidades riesgosas dentro de la aeronave.

e. Ninguno de los fluidos o gases corrosivos que puedan escapar de la batería pueden dañar las estructuras alrededor o el equipo esencial adyacente.

f. Cada instalación de batería de níquel-cadmio que pueda usarse para encender un motor debe tener provisiones para prevenir cualquier efecto riesgoso en la estructura o sistemas

esenciales que puedan ser causados por la máxima cantidad de calor que la batería puede generar durante un corto circuito de la misma o de alguna de sus celdas.

g. Instalaciones de batería de níquel-cadmio que pueda usarse para encender un motor debe tener:

(1) Un sistema para controlar la tasa de carga de la batería automáticamente para prevenir el sobrecalentamiento de la batería;
(2) Un sistema de sensores y advertencia de sobre-temperatura con medios para desconectar la batería de su fuente cargadora en el evento de un condición de sobre-temperatura; o
(3) Un sistema de sensores y advertencia de fallas de batería con medios para desconectar la batería de su fuente de carga en el evento de la falla de la batería.

26.1357 Dispositivos de Protección de Circuitos.

a. Dispositivos de protección, tales como fusibles o interruptores automáticos (CB`s), deben ser instalados en circuitos eléctricos diferentes a:

(1) Circuito principal de encendido de motores (usados solamente durante el encendido); y
(2) Circuitos en los cuales ningún riesgo se presenta por su omisión.

b. Un dispositivo protector para un circuito esencial para la seguridad de vuelo no puede ser usado para proteger cualquier otro circuito.

c. Cada dispositivo protector de circuito reseteable (Un dispositivo "trip free" en el cual el mecanismo de disparo no puede ser anulado por el control de operación) debe estar diseñado de tal manera que:

(1) Se requiera de una operación manual para restaurar su servicio después del disparo; y
(2) Si existe una sobrecarga o falla en un circuito, el dispositivo abrirá el circuito sin importar la posición de control de operación.

d. Si la habilidad para reiniciar nuevamente un interruptor automático (CB) o reemplazar un fusible es esencial para la seguridad en vuelo, ese interruptor automático (CB) o fusible debe estar localizado e identificado de tal forma para que pueda ser fácilmente reiniciado o reemplazado en vuelo.

e. Para los fusibles que son identificados como reemplazables en vuelo debe haber un fusible de repuesto para cada uno o al menos el 50% por ciento de fusibles de repuesto de cada capacidad, el que sea mayor.

26.1361 Configuración del Interruptor Maestro.

a. Debe haber una configuración del interruptor maestro para permitir una desconexión rápida de todas las fuentes de potencia eléctrica. El punto de desconexión debe estar adyacente a las fuentes controladas por el interruptor.

b. El interruptor maestro o sus controles deben estar instalados de tal manera que el interruptor es fácilmente discernible y accesible a un miembro de la tripulación.

26.1365 Cables y Equipo Eléctrico.

a. Cada cable conector eléctrico debe ser de capacidad adecuada.

b. Cualquier equipo que esta asociado con cualquier instalación de cables eléctricos que podría sobrecalentarse en el evento de una sobrecarga o falla del circuito debe ser resistente a las llamas. Ese equipo y los cables eléctricos no deben emitir cantidades peligrosas de gases tóxicos.

26.1367 Interruptores.

Cada interruptor, debe ser:

a. Capaz de cargar su capacidad de corriente;

b. Construido con suficiente distancia o material aislador entre las partes que cargan corriente y las cajas sujetadoras de tal manera que la vibración en vuelo no causara corto;

c. Accesible a miembros de la tripulación de vuelo apropiados; y

d. Estar marcados con la operación que realizan y el circuito controlado.

LUCES

26.1381 Luces de Instrumentos.

Si se instalan luces externas, estas deben cumplir con los requerimientos aplicables de los literales 26.1385 al 26.1401.

26.1385 Instalación del Sistema de Luz de Posición.

a. *General.* Cada parte de cada sistema de luz de posición debe cumplir los requerimientos aplicables de esta sección y cada sistema como un todo debe cumplir los requisitos de las numerales 26.1387 a la 26.1397.

b. *Luces de posición izquierda y derecha.* Las luces de posición izquierda y derecha deben consistir de una luz roja y verde espaciadas lateralmente tan lejos como sea practico e instaladas en la aeronave de tal manera que, con la aeronave en la posición de vuelo normal, la luz roja esta en el lado izquierdo y la luz verde en el lado derecho.

c. *Luz de posición trasera.* La luz de posición trasera debe ser una luz blanca montada tan atrás como sea práctico en la cola o en cada punta del ala.

d. *Cubiertas de luces y filtros de color.* Cada cubierta de luces o filtros de color debe ser por lo menos resistente a las llamas y no debe puede cambiar color o forma o perder cualquier transmisión de luz apreciable durante uso normal.

26.1387 Ángulos de Diedro del Sistema de Luces de Posición.

a. Excepto como esta provisto en el literal (e) de esta sección, cada luz de posición debe, como esta instalada, mostrar una luz sin quiebres dentro de los ángulos de diedro descritos en esta sección.

b El ángulo diedro L (izquierda) es formado por dos planos verticales que se interceptan, el primero es paralelo al eje longitudinal de la aeronave y el otro a 110 grados a la izquierda del primero, cuando se mira de frente a largo del eje longitudinal.

c. El ángulo de diedro R (derecha) es formado por dos planos verticales que se interceptan, el primero es paralelo al eje longitudinal de la aeronave y el otro a 110 grados a la derecha del primero, cuando se mira de frente a lo largo del eje longitudinal.

d. El angula de diedro A (atrás) es formado por dos planos verticales que se interceptan formando ángulos de 70 grados a la derecha y a la izquierda, respectivamente, a un plano vertical que pasa a través del eje longitudinal, cuando se mira hacia atrás a lo largo del eje longitudinal.

e. Cuando la luz de posición trasera, cuando esta montada tan atrás como sea practico de acuerdo con el numeral 26.1385(c), no puede mostrar una luz sin quiebres con un ángulo diedro A (como esta definido en el literal (d) de esta sección), un ángulo o ángulos sólidos de visibilidad obstruida que en total no sean mas de 0,04 estereorradianes es permitido dentro de ese ángulo diedro, si ese ángulo sólido esta dentro de un cono cuya cúspide esta en la luz de posición trasera y cuyos elementos forman un ángulo de 30° con una línea vertical que pasa a través de la luz de posición trasera.

26.1389 Distribución e Intensidades de la Luz de Posición.

a. *General.* Las intensidades prescritas en esta sección deben ser proporcionadas por equipo nuevo con cada cubierta de luces y filtro de color en su lugar. Las intensidades deben ser determinadas con la fuente de luz operando a un valor estable igual a la salida luminosa promedio de la fuente con el voltaje operacional normal de la aeronave. La distribución e intensidad de luz de cada luz de posición debe cumplir los requerimientos del literal (b) de esta sección.

b. *Luces de posición.* La distribución e intensidades de las luces de posición debe ser expresada en términos de intensidades mínimas en el plano horizontal, intensidades mínimas en cualquier plano vertical e intensidades máximas en rayos sobrepuestos, dentro de ángulos de diedro L, R y A y deben cumplir los siguientes requerimientos:

(1) *Intensidades en el plano horizontal.* Cada intensidad en el plano horizontal (el plano que contiene el eje longitudinal de la aeronave y perpendicular al plano de simetría de la aeronave) debe igualar o exceder los valores en el numeral 26.1391.

(2) *Intensidades en cualquier plano vertical.* Cada intensidad en cualquier plano vertical (el plano perpendicular al plano horizontal) debe igualar o exceder el valor apropiado en el numeral 26.1393, donde "*I*" es la intensidad mínima prescrita en el numeral 26.1391 para los ángulos correspondientes en el plano horizontal.

(3) *Intensidades en superposiciones entre señales adyacentes.* Ninguna intensidad en cualquier sobre posición entre señales adyacentes puede exceder los valores en el numeral 26.1395, excepto que las intensidades mas altas en las superposiciones pueden ser usadas con intensidades de rayo principal substancialmente mayor que el mínimo especificado en las numerales 26.1391 y 26.1393, si las intensidades de superposiciones en relación a las intensidades del rayo principal no afectan adversamente la claridad de la señal. Cuando la intensidad máxima de las luces de posición izquierda y derecha es mas de 100 candelas, las intensidades máximas de sobre posición entre ellas puede exceder los valores en el numeral 26.1395 si la intensidad de sobre posición en el Área A no es mayor que el 10 por ciento de la intensidad máxima de la luz de posición y la intensidad de sobre posición en el Area B no es mayor que el 2,5 por ciento de la intensidad máxima de la luz de posición.

c. *Instalación de la luz de posición trasera.* Una sola luz de posición trasera puede ser instalada en una posición desplazada lateralmente del plano de simetría de una aeronave si:

(1) El eje del cono máximo de iluminación es paralelo a la ruta de vuelo en vuelo nivelado; y

(2) No hay ninguna obstrucción hacia atrás de la luz y entre planos 70 grados a la derecha e izquierda del eje de máxima iluminación.

26.1391 Intensidades Mínimas en el Plano Horizontal de las Luces de Posición.

Cada intensidad de la luz de posición debe igualar o exceder los valores aplicables en la siguiente tabla:

Angulo diedro (luz incluida)	**Angulo a la derecha o izquierda del eje longitudinal, medido desde el frente**	**Intensidad (candelas)**
L y R (roja y verde)	0° a 10°	40
	10° a 20°	30
	20° a 110°	5
A (trasera blanca)	110° a 180°	20

26.1393 Intensidades Mínimas en cualquier Plano Vertical de Luces de Posición.

Cada intensidad de luces de posición debe ser igual o exceder los valores aplicables en la siguiente tabla:

Angulo por encima o debajo del plano horizontal	**Intensidad, *I***
0°	1,00
0° a 5°	0,90
5° a 10°	0,80
10° a 15°	0,70
15° a 20°	0,50
20° a 30°	0,30
30° a 40°	0,10
40° a 90°	0,05

26.1395 Intensidades Máximas en Superposiciones de Rayos en Luces de Posición.

Ninguna intensidad de luz de posición puede exceder el valor aplicable en la siguiente tabla o igualar o exceder los valores aplicables en el numeral 26.1389 (b)(3):

Superposición	**Intensidad máxima**	
	Area A (candelas)	**Area B (candelas)**
Verde en ángulo diedro L	10	1
Roja en ángulo diedro R	10	1
Verde en ángulo diedro A	5	1
Roja en ángulo diedro A	5	1
Trasera blanca en ángulo diedro L	5	1
Trasera blanca en ángulo diedro R	5	1

Donde:

a. El Área A incluye todas las direcciones en el ángulo diedro adyacente que pasa a través de la fuente de luz e intercepta en plano común limite a mas de 10 grados pero menor de 20 grados; y

b. El Área B incluye todas las direcciones en el ángulo diedro adyacente que pasa a través de la fuente de luz e intersecta el plano común límite a más de 20 grados.

26.1397 Especificaciones de Color.

Cada color de luz de posición debe tener las coordinadas de colorido aplicables de la Comisión Internacional en Iluminación como sigue:

a. *Rojo aviación*:
"y" no es mayor de 0,335; y
"z" no es mayor de 0,002.

b. *Verde aviación*:
"x" no es mayor de 0,440 – 0,320y;
"x" no es mayor de y – 0,170; y
"y" no es menor de 0,390 – 0,170x.

c. *Blanco aviación*:
"x" no es menor de 0,300 y no es mayor de 0,540;
"y" no es menor de "x – 0,040" o "y_o – 0,010," cualquiera que sea el mas pequeño; y
"y" no es mayor de "x + 0,020" ni "0,636 – 0,400x";

Donde "y_o" es la coordinada "y" del radiador Planckian para el valor de "x" considerado.

26.1399 Luz para Montar.

a. Cada luz para montar (anclaje) requerida para una aeronave de mar o anfibio, debe estar instalada de tal manera que pueda:

(1) Mostrar una luz blanca por lo menos por dos millas durante la noche bajo condiciones atmosféricas despejadas; y
(2) Mostrar la máxima luz practica sin quiebres cuando la aeronave esta anclada o a la deriva en el agua.

b. Luces colgadas externamente pueden ser usadas.

26.1401 Sistema de Luces Anti Colisiones.

a. *General.* La aeronave debe tener un sistema de luces anti-colisiones que:

(1) Consiste de una o mas luces contra colisiones aprobadas localizadas de tal manera que su luz no perjudicara la visión de los miembros de la tripulación de vuelo o disminuya la visibilidad de las luces de posición; y
(2) Cumple los requerimientos de los literales (b) al (f) de esta sección.

b. *Campo de cubrimiento.* El sistema debe consistir de suficiente luces para iluminar las áreas vitales alrededor de la aeronave, considerando la configuración física y características de vuelo de la aeronave. El campo de cubrimiento se debe extender en cada dirección con por lo menos 75 grados por encima y 75 grados por debajo del plano horizontal de la aeronave, excepto que pueden haber ángulos sólidos de visibilidad obstruida con un total no mayor de 0,5 estereorradianes.

c. *Características de destello.* La configuración del sistema, el cual es, el numero de fuentes de luz, ancho del rayo, velocidad de rotación y otras características, debe proporcionar una frecuencia de destello efectiva no menor de 40, o no mayor de 100 ciclos por minuto. La frecuencia de destello efectiva es la frecuencia a la cual el sistema completo de luces anti colisión de la aeronave es observado desde una distancia y aplica a cada sector de luz incluyendo cualquier superposición que existe cuando el sistema consiste de mas de una fuente de luz. En superposiciones, las frecuencias de destello pueden exceder 100, pero no 180 ciclos por minuto.

d. *Color.* Cada luz contra colisión debe ser rojo aviación o blanco aviación y debe cumplir los requisitos aplicables del numeral 26.1397.

(e) *Intensidad de luz.* Las intensidades mínimas de luz en cualquier plano vertical, medida con el filtro rojo (si es usado) y expresado en términos de intensidades "efectivas", debe cumplir los requisitos del literal (f) de esta sección. La siguiente relación debe ser asumida:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t)dt}{0,2 + (t_2 - t_1)}$$

donde:

I_e = intensidad efectiva (candelas).
I(t) = intensidad instantánea como función del tiempo.
t_2-t_1 = intervalo de tiempo de destello (segundos).

Normalmente, el valor máximo de la intensidad efectiva es obtenido cuando t_2 y t_1 son elegidos de tal manera que la intensidad efectiva es igual a la intensidad instantánea a t_2 y t_1.

(f) *Intensidades efectivas mínimas para luces anti -colisión.* Cada intensidad efectiva de la luz contra colisión debe ser igual o exceder los valores aplicables en la siguiente tabla:

Angulo por encima o debajo del plano horizontal	Intensidad efectiva (candelas)
0° a 5°	400
5° a 10°	240
10° a 20°	80
20° a 30°	40
30° a 75°	20

EQUIPO DE SEGURIDAD

26.1411 General.

a. Cuando equipo de seguridad es instalado debe ser fácilmente accesible; y

b. Las provisiones de almacenamiento para el equipo de seguridad requerido debe ser suministrado y debe:

(1) Estar configurado de tal manera que el equipo es directamente accesible y su ubicación es obvia; y

(2) Proteger el equipo de seguridad de daños causados por ser sujetos a las cargas de inercia debido a los factores de carga estáticos últimos especificados en el numeral 26.561.

EQUIPO MISCELANEO

26.1431 Equipo Electrónico.

Los equipos electrónicos sus instalaciones deben estar libres de daños en si mismos, en su método de operación, y sus efectos sobre otros componentes.

26.1436 Sistema de frenos potenciados por Hidráulica manualmente.

a. Cada sistema de frenos potenciados por hidráulica manualmente y sus elementos deben resistir, sin ceder, las cargas estructurales esperadas en adición a las cargas hidráulicas.

b. Un medio para indicar la cantidad de hidráulico del sistema debe ser previsto.

SUBPARTE G – LIMITACIONES DE OPERACIÓN E INFORMACION

26.1501 General.

a. Cada limitación de operación especificada en los numerales 26.1505 al 26.1525 y otras limitaciones e información necesaria para una operación segura deben ser establecidas.

b. Las limitaciones de operación y otra información necesaria para una operación segura debe estar disponible para los miembros de la tripulación como esta prescrito en los numerales 26.1541 al 26.1589.

26.1505 Limitaciones de Velocidad.

a. La velocidad a nunca exceder V_{NE} debe ser establecida de tal manera que sea:

(1) No menor que 0,9 veces el valor mínimo de V_D permitido bajo el numeral 26.335; y

(2) No mas del menor de:

(i) 0,9 V_D establecida bajo el numeral 26.335; o

(ii) 0,9 veces la velocidad máxima demostrada bajo el numeral 26.251.

b. La velocidad estructural de crucero máxima V_{NO} debe ser establecida de tal manera que sea:

(1) No menor que el valor mínimo de V_C permitido bajo el numeral 26.335; y

(2) No mas del menor de:

(i) V_C establecida bajo el numeral 26.335; o

(ii) 0,89 V_{NE} establecida bajo el literal (a) de esta sección.

26.1507 Velocidad de Operación de Maniobra.

La velocidad máxima de operación de maniobra, V_A debe ser establecida como una limitación de operación, establecida en el numeral 26.335.

26.1511 Velocidad con Flaps Extendidos.

a. La velocidad con flaps extendidos V_{FE} debe ser establecida de tal manera que sea:

(1) No menor que el valor mínimo de V_F permitido en el numeral 26.345(b); y
(2) No más que V_F establecida bajo el numeral 26.345(a), (c) y (d).
(i) V_F establecida bajo el numeral 26.345; o
(ii) V_F establecida bajo el numeral 26.457.

b. Combinaciones adicionales de graduaciones de flaps, velocidad y potencia del motor pueden ser establecidas si la estructura ha sido probada para las condiciones de diseño correspondiente.

26.1519 Peso y Centro de Gravedad.

Las limitaciones de peso y centro de gravedades determinadas bajo el numeral 26.23 deben ser establecidas como limitaciones operación.

26.1521 Limitaciones de la Planta Motriz.

a. *General.* Las limitaciones de la planta motriz prescritas en esta sección deben ser establecidas de tal manera que estas no excedan los límites correspondientes para los cuales los motores o hélices son certificados de tipo. Adicionalmente, otras limitaciones de planta motriz usadas en la determinación del cumplimiento con esta parte deben ser establecidas.

b. *Operación de despegue.* La operación de la planta motriz para el despegue debe estar limitada por:

(1) La velocidad máxima rotacional (rpm);
(2) La presión de múltiple máxima permitida para aeronaves equipadas con hélice de paso variable o supercargador;
(3) El limite de tiempo para el uso de la potencia o empuje correspondiente a las limitaciones establecidas en los literales (b)(1) al (3) de este numeral; y
(4) Si el tiempo límite del literal (b)(3) de este numeral excede dos minutos, Las temperaturas máximas y mínimas permitidas de cabeza de cilindros (según aplique), temperaturas de líquido refrigerante y de aceite.

c. *Operación continúa.* La operación continua debe estar limitada por:

(1) La velocidad máxima rotacional (rpm);
(2) La presión de múltiple máxima permitida para aeronaves equipadas con hélice de paso variable o supercargador;
(3) El máximo permitido de las temperaturas de la cabeza del cilindro, aceite y líquido refrigerante.

d. *Grado o designación del combustible.* El grado mínimo del combustible debe de ser establecido de tal manera que no sea menor que la requerida para la operación del motor dentro de las limitaciones en los literales (b) y (c) de este numeral.

26.1525 Clases de Operación.

Las clases de operación autorizadas a las cuales la operación e la aeronave esta limitada, deben ser establecidas apropiadamente al equipo instalado.

26.1529 Manual de Mantenimiento

El solicitante debe preparar un Manual de Mantenimiento que contenga la información que el aplicante considere esencial para que el adecuado mantenimiento sea suministrado. Como mínimo lo siguiente debe considerarse en el desarrollo de la información esencial:

a. *General*. Listado general de especificaciones, capacidades, e instrucciones de manejo en tierra, servicio, y lubricación, tales como:
(1) Listado de equipo;
(2) Fuentes para adquirir partes;
(3) Lista de partes de reemplazo desechables, por ejemplo, filtros de aire, filtros de aceite, ruedas, etc;
(4) Especificaciones del motor;
(5) Información de peso y balance;
(6) Presión de inflado de las ruedas;
(7) Capacidades aprobadas de aceite;
(8) Valores recomendados de torque de tornillos;
(9) Información de seguridad general; y
(10) Instrucciones para reportar posibles fallas de seguridad de vuelo encontradas durante mantenimiento o inspecciones.

b. *Inspecciones, reparaciones y alteraciones*. Instrucciones y listas de chequeo para la terminación de las inspecciones anuales y periódicas de 100 horas, como aplique. Cada una

de las tareas de inspección, reparación y alteración indicadas en el manual de Mantenimiento, deben específicamente describir:
(1) Herramienta especial recomendada para cumplir una tarea;
(2) Las partes necesarias para cumplir una tarea;
(3) Tipo de Mantenimiento, por ejemplo, de línea, pesado, o overhaul;
(4) El nivel de certificación requerido para cumplir una tarea, por ejemplo, propietario, TLA, técnico especialista, TAR, etc.;
(5) Instrucciones detalladas y diagramas que se requieran para cumplir una tarea; y
(6) Métodos de probar o inspeccionar para verificar que una tarea quedo cumplida adecuadamente.

Los fabricantes pueden referirse a otros manuales de reparación y alteración tales como circulares informativas, cuando se requieran instrucciones detalladas para realizar una tarea esta debe cumplirse de acuerdo a lo detallado en el manual de mantenimiento.

c. *Estructuras.* Una descripción e instrucciones para el Mantenimiento, reparación y alteración de la aeronave en su estructura primaria, tales como:
(1) Alas;
(2) Empenaje;
(3) Tren de aterrizaje; y,
(4) Superficies de control estructural, como por ejemplo, elevadores.

d. *Motor*. Una descripción de las instrucciones para el Mantenimiento, reparación y overhaul del motor de la aeronave.

e. *Sistema de Combustible*. Una descripción detallada de los sistemas, diagramas esquemáticos, instrucciones para el mantenimiento y reparación del sistema de combustible de la aeronave.

f. *Hélice*. Una descripción de las instrucciones para el Mantenimiento y reparación de la hélice.

g. *Sistemas Utilitarios*. Una descripción de los sistemas e instrucciones para el Mantenimiento y reparación de los sistemas utilitarios tales como calentamiento, ventilación, y aire acondicionado, si estuviesen instalados.

h. *Instrumentos y Aviónica*. Una descripción de las instrucciones de Mantenimiento, reparación, reemplazo e instalación de instrumentos y aviónica existentes y adicionales, como aplique.

i. *Sistemas Eléctricos.* Una descripción del sistema, diagramas esquemáticos, e instrucciones para el Mantenimiento, reparación y alteración, como sea apropiado.

j. *Reparaciones estructurales.* Una descripción de las reparaciones estructurales que son autorizadas sin ninguna otra consulta con el fabricante.

k. *Pintura y recubrimientos.* Una descripción para la reparación, reemplazo o alteración, o una combinación de ambas, de pintura o recubrimientos usadas en la aeronave.

l. *Revisiones*. Una sección, donde se refleje una tabla de cambios históricos, para el listado de cualquier revisión del manual de Mantenimiento por parte del fabricante.

m. *Forma de retroalimentación.* Una forma para el propietario de la aeronave o mantenedor para proveer notificación al fabricante sobre los asuntos o anomalías identificadas durante la operación o mantenimiento de la aeronave o sobre el contenido del manual.

MARCACIONES Y PLACAS

26.1541 General.

a. La aeronave debe contener:
- (1) Las marcaciones y placas especificadas en los numerales 26.1545 al 26.1567; y
- (2) Cualquier información adicional, marcaciones de instrumentos y placas requeridas para la operación segura si estas tienen características no usuales de diseño, operación o manejo, incluyendo la identificada en el numeral 26.17.

b. Cada marcación y placa prescrita en el literal (a) de esta sección:
- (1) Debe ser desplegada en un lugar visible; y
- (2) No puede ser fácilmente borrada, desfigurada u oscurecida.

c. Las unidades de medida usadas en las placas deben ser las mismas a aquellas usadas en los indicadores.

26.1543 Marcaciones de Instrumentos: General.

Para cada instrumento:

a. Cuando las marcaciones están en el vidrio de cubierta del instrumento, deben haber medios para mantener la alineación correcta de la cubierta de vidrio con la cara del marcado; y

b. Cada arco y línea deben ser suficientemente anchos y ubicados para ser claramente visibles al piloto.

26.1545 Indicador de Velocidad.

a. Cada indicador de la velocidad debe estar marcado como esta especificado en el literal (b) de esta sección, con las marcaciones ubicadas en las velocidades del aire indicadas correspondientes.

b. Las siguientes marcaciones deben hacerse:

(1) Para la velocidad a nunca exceder, una línea radial roja.

(2) Para el rango de precaución, un arco amarillo extendiéndose desde la línea roja especificada en el literal (b)(1) de esta sección hasta el limite superior del arco verde especificado en el literal (b)(3) de esta sección.

(3) Para el rango de operación normal, un arco verde con el limite inferior a V_{S1} con el peso máximo y con el tren de aterrizaje y flaps de ala retraídos y el limite superior a la velocidad estructural máxima de crucero V_{NO} establecida bajo el numeral 26.1505(b).

(4) Para el rango operacional de flaps, un arco blanco con el límite inferior a V_{SO} con el peso máximo y el límite superior a la velocidad de flaps extendidos V_{FE} establecida bajo el numeral 26.1511.

26.1547 Indicador de Dirección Magnético.

a. Una placa cumpliendo los requisitos de esta sección debe ser instalada en el indicador de dirección magnético o cerca de este.

b. La placa debe mostrar la calibración del instrumento en vuelo nivelado con los motores operando.

c. La placa debe indicar si la calibración fue realizada con los receptores de radio encendidos o apagados.

d. Cada lectura de calibración debe estar en términos de rumbos magnéticos en incrementos no mayores a 30 grados.

26.1549 Instrumentos de la Planta Motriz

Para cada instrumento requerido para la planta motriz, como sea apropiado al tipo de instrumentos:

a. Cada limite máximo, y si es aplicable, mínimo para una operación segura debe estar marcado con una línea radial roja o una línea roja;

b. Cada rango de operación normal debe estar marcado con un arco verde o una línea verde, sin excederse más allá de los límites máximos y mínimos seguros;

c. Cada rango de despegue y de precaución debe estar marcado con un arco amarillo o una línea amarilla; y

d. Cada rango del motor o hélice que esta restringido debido a los esfuerzos excesivos de vibración deben estar marcados con arcos rojos o líneas rojas.

26.1551 Indicador de Cantidad de Aceite.

Cada indicador de cantidad de aceite debe estar marcado para claramente indicar la cantidad de aceite máxima y mínima.

26.1555 Marcaciones de Control.

a. Cada control de la cabina, diferente a los controles primarios de vuelo e interruptores de encendido tipo botón para oprimir simple, deben estar plenamente marcados de acuerdo a su función y método de operación.

b. Cada control secundario debe estar adecuadamente marcado.

c. Para los controles de combustible de la planta motriz:

(1) Cada control selector de tanque de combustible debe estar marcado para indicar la posición correspondiente a cada tanque y a cada posición de alimentación cruzada existente;

(2) Si la operación segura requiere el uso de cualquiera de los tanques en una secuencia específica, esa secuencia debe estar marcada en o cerca del selector para esos tanques;

(3) Las condiciones bajo las cuales, la cantidad total de combustible usable en cualquier tanque de combustible de uso restringido, puede ser usado seguramente, debe ser establecida en una placa adyacente a la válvula selectora para ese tanque; y

(4) Cada válvula de control para cualquier motor de una aeronave multimotor debe estar marcada para indicar la posición correspondiente a cada motor controlado.

d. Para controles accesorios, auxiliares y de emergencia:

(1) Reservado.

(2) Cada control de emergencia debe ser rojo y debe estar marcado de acuerdo con el método de operación. Ningún control diferente a un control de emergencia, o un control que sirve como una función de emergencia en adición a sus otras funciones, deberá ser de este color.

26.1557 Marcaciones Misceláneas y Placas.

a. *Compartimiento de equipaje y carga y ubicación del lastre.* Cada compartimiento de equipaje y carga y cada ubicación del lastre, debe tener una placa indicando cualquiera de las limitaciones sobre contenidos, incluyendo el peso, que son necesarios bajo los requerimientos de carga.

b. *Aperturas de llenado para el combustible y aceite.* Lo siguiente aplica:

(1) Las aperturas de llenado de combustible deben estar marcadas en la cubierta de llenado o cerca de esta con el grado de combustible mínimo, designaciones de combustible permisibles, capacidad del combustible del tanque, y para motores de 2 tiempos sin sistema separado de aceite, la rata de mezcla combustible / aceite.

(2) Las aperturas de llenado de aceite deben estar marcadas cerca de la cubierta de llenado con

(i) El el grado; y

(ii) Si el aceite es detergente o no detergente.

c. *Tanques de Combustible.* La capacidad usable de combustible en unidades volumétricas de cada tanque debe ser marcado en la selectora y en los indicadores de cantidad de combustible.

d. Cuando una salida de emergencia es requerida en cumplimiento con el 26.807, cada control de operación debe ser roja. Una placa debe estar cerca de cada control de salida de la emergencia y debe indicar claramente la ubicación de esa salida de emergencia y su método de operación.

e. El voltaje del sistema de cada instalación de corriente directa debe estar claramente marcado adyacente a su conexión externa de potencia.

26.1559 Placa de Limitaciones de Operación.

Las siguientes placas deben estar planamente a la vista libre del piloto, estableciendo:

a. Una placa estableciendo la velocidad (IAS) de diseño de maniobra, V_A; y

b. Una placa declarando lo siguiente: "*Esta aeronave esta clasificada como aeronave liviana, reúne los requerimientos de los RAC Parte Vigésimo Sexta, está aprobada para operaciones diurnas VFR únicamente, en condiciones de no formación de hielo. Todas las maniobras acrobáticas incluyendo barrenas intencionales están prohibidas. Ver el manual de vuelo para otras limitaciones*."

26.1561 Equipo de Seguridad.

a. El equipo de seguridad debe estar plenamente marcado de acuerdo con el método de operación; y

b. Las provisiones par almacenamiento del equipo de seguridad requerido deben ser marcadas para beneficio de los ocupantes.

MANUAL DE VUELO DE LA AERONAVE Y MATERIAL DEL MANUAL APROBADO

26.1581 General.

a. *Información a suministrar. Manual de Vuelo.* Deben ser suministradas con cada aeronave. Debe haber una ubicación adecuada para guardar el manual a bordo de la aeronave y cada manual debe contener lo siguiente:

(1) La información requerida por las numerales 26.1583 a la 26.1589 incluyendo la explicación necesaria para su adecuado uso y el significado de los símbolos usados.
(2) Otra información que es necesaria para la operación segura debido al diseño, operación o características de vuelo y rendimiento como se determino en el numeral 26.21.
(3) Listado de páginas efectivas, con la identificación de aquellas conteniendo información aprobada de acuerdo al literal (b) de este literal.

b. *Información aprobada.* Cada parte del Manual de vuelo de la Aeronave conteniendo información prescrita en los numerales 26.1583 al 26.1587 (a) debe ser aprobada, segregada, identificada y claramente distinguida de las otras partes del Manual de Vuelo. Todo el material del Manual debe ser de una clase que no sea fácilmente borrable, desfigurada o mal ubicada y

que sea posible insertar en un manual proporcionado por el solicitante o en un fólder o en cualquier otra carpeta permanente.

e. *Información No Aprobada*. La información No aprobada debe de presentarse en una manera aceptable a la UAEAC mediante sus procedimientos establecidos.

d. *Unidades*. Las unidades usadas en el Manual de Vuelo de la Aeronave deben ser las mismas que aquellas marcadas en los instrumentos.

26.1583 Limitaciones de Operación.

a. *Limitaciones de velocidad.* La siguiente información debe ser suministrada:

(1) La información necesaria para la marcación de los límites de velocidad en el indicador como es requerido en el numeral 26.1545 y el significado del código de color usado en el indicador.
(2) La velocidad V_A.

b. *Pesos.* El Manual de Vuelo de la Aeronave debe incluir:

(1) El peso máximo; y
(2) Cualquier otra limitante de peso de ser requerido.

c. *Centro de gravedad.* Los límites de centro de gravedad requerido por el numeral 26.23 deben ser suministrados.

d. *Maniobras.* Las maniobras autorizadas establecidas de acuerdo con el numeral 26.23.

e. *Factor de carga de vuelo.* Los siguientes factores de carga de maniobra deben ser suministrados:

(1) Los factores correspondientes al punto A y punto C de la figura 1 del numeral 26.333 (b) declarados ser aplicables a V_A.
(2) Los factores correspondientes al punto D y punto E de la figura 1 del numeral 26.333 (b) a ser aplicables a V_{NE}.
(3) El factor con flaps extendidos como fueron especificados en el numeral 26.345.

f. *Clases de operación.* La clase de operación (diurnas, VFR) en la cual la aeronave puede ser usada. El listado de equipo mínimo requerido para la operación debe ser suministrado.

g. *Limitaciones de Planta Motriz.* La siguiente información debe ser suministrada:

(1) Limitaciones requeridas por el numeral 26.1521.
(2) Información necesaria para marcar los instrumentos requerida por los numerales 26.1549 al 26.1553.

(3) Designación de aceite y combustible.
(4) Designación de rata de aceite combustible/aceite, para motores de dos tiempos.

h. *Placas.* Las placas requeridas por los numerales 26.1555 al 26.1561, deben ser presentadas.

26.1585 Datos y Procedimientos de Operación.

La información con respecto a los procedimientos normales, y de emergencia y otra información pertinente necesaria para una operación segura deben ser suministradas, incluyendo:

a. Las velocidades de pérdida en las diversas configuraciones.

b. Cualquier pérdida de altitud de 30 m (100 pies) o cualquier actitud de nariz abajo del horizonte debajo de 30° que ocurra durante la etapa de recobro en la maniobra descrita en el numeral 26.201.

c. Cualquier pérdida de altitud de 30 m (100 pies) que ocurra durante la etapa de recobro en la maniobra descrita en el numeral 26.203.

d. Procedimiento recomendado para el recobro de una barrena inadvertida.

e. Procedimientos especiales para reencender el motor en vuelo, si es necesario.

f. Información en la cantidad total de combustible usable para cada tanque de combustible, y las condiciones en las cuales la cantidad total de combustible usable en cada tanque puede ser usado con seguridad.

26.1587 Información de Rendimiento.

a. *General*. Para cada aeronave la siguiente información debe ser suministrada:
(1) Distancia de despegue determinada en el numeral 26.51, la velocidad a 30 pies de altura (15 m), la configuración de la aeronave (si aplica), el tipo de superficie (pista) en las pruebas, y la información pertinente con respecto a la posición de los cowl flaps, el uso de dispositivos de control de senda de planeo.
(2) La distancia de aterrizaje determinada por el numeral 26.75, la configuración de la aeronave (si aplica), el tipo de superficie (pista) en las pruebas, y la información pertinente con respecto a la posición de flap y el uso de dispositivos de control de senda de planeo.

(3) La rata continua de ascenso determinada por los numerales 26.65 y 26.77, la velocidad, potencia y la configuración de la aeronave.
(4) El efecto aproximado calculado en la distancia de despegue (literal (a)(1) de este numeral), distancia de aterrizaje (literal (a)(2) de este numeral), y la rata continua de ascenso (literal (a)(3) de este numeral), en las variaciones de altitud y temperatura.
(5) La máxima temperatura atmosférica en la cual se cumple con las provisiones de refrigeración de los numerales 26.1041 al 26.1047 es demostrado.

b. *Reservado*.

c. *Información concerniente a procedimientos normales*.
(1) La velocidad demostrada de viento cruzado y procedimientos e información pertinente a la operación de la aeronave con vientos cruzados, y
(2) Las velocidades, procedimientos e información pertinente al uso de las siguientes velocidades:
(i) La velocidad de ascenso recomendada y cualquier variación con la altitud.
(ii) V_x (La velocidad para el mejor ángulo de ascenso) y cualquier variación con la altitud.
(iii) La velocidad de aproximación, incluyendo velocidades para la transición a la condición de aterrizaje frustrado.

d. Una indicación del efecto en la distancia de despegue en una superficie (pista) de pasto determinada con al menos una medición de despegue sobre un tramo podado seco de pasto.

26.1589 Información de Carga.

La siguiente información de carga debe ser suministrada:

a. El peso y ubicación de cada equipo cuando la aeronave es pesada bajo los requisitos de el numeral 26.25.

b. Instrucciones de carga apropiadas para cada condición posible de carga entre los pesos máximo y mínimo establecidos bajo el numeral 26.25, que estén más allá de los siguientes centros de gravedad:
(1) Los extremos solicitados por el solicitante;
(2) Los extremos en los cuales la estructura es probada; ó
(3) Los extremos en los cuales se cumplen cada uno de los requerimientos funcionales demostrado.

APÉNDICE A PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA

CRITERIO SIMPLIFICADO DE CARGA DE DISEÑO PARA AERONAVES LIVIANAS

A 26.1 General.

(a) Los criterios de carga de diseño en este apéndice son un equivalente aprobado de aquellos en las numerales 26.321 a la 26.459 de esta numeral para una aeronave liviana.

b) A menos que se especifique lo contrario, la nomenclatura y símbolos de este Apéndice son los mismos correspondientes a la nomenclatura y símbolos en el RAC Parte Vigésimo Sexta.

A 26.3 Símbolos Especiales.

n_1 = Factor de Carga Limite de Maniobra Positivo de la Aeronave.

n_2 = Factor de Carga Limite de Maniobra Negativo de la Aeronave.
n_3 = Factor de Carga Limite de Ráfaga Positivo de la Aeronave a V_C.
n_4 = Factor de Carga Limite de Ráfaga Negativo de la Aeronave a V_C.
n_{flap} = Factor de Carga Limite Positivo de la Aeronave con los Flaps Totalmente Extendidos a V_F.
V_{Fmin} = Velocidad de Diseño con Flaps Mínima =

$$11{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$$

V_{Amin} = Velocidad de Diseño de Maniobra Mínima =

$$15{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$$

V_{Cmin} = Velocidad de Diseño de Crucero Mínima =

$$17{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$$

V_{Dmin} = Velocidad de Diseño de Picada Mínima =

$$24{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$$

A 26.7 Cargas de Vuelo.

(a) Cada carga de vuelo puede ser considerada independiente de la altura y, excepto por la estructura local de soporte para accesorios con peso muerto, solamente las condiciones de peso de diseño máximo deben ser investigadas.

(b) La Tabla 1 y figuras 3 y 4 de esta apéndice deben ser usadas para determinar valores de n_1, n_2, n_3 y n_4 correspondientes a los pesos de diseño máximos en las categorías deseadas.

(c) Figuras 1 y 2 de este apéndice deben ser usadas para determinar valores de n_3 y n_4 correspondientes a los pesos de vuelo mínimos en las categorías deseadas, y, si estos factores de carga son mayores que los factores de carga con el peso de diseño, la estructura de soporte para accesorios con peso muerto debe ser sustentada para los factores de carga mas altos resultantes.

(d) Cada carga especificada en el ala y la cola es independiente del rango del centro de gravedad. El solicitante, sin embargo, debe elegir un rango de c.g., y la estructura básica del

fuselaje debe ser investigada para las condiciones de carga mas adversas de peso muerto para el rango de c.g. seleccionado.

(e) Las siguientes condiciones de cargas y formas de carga son las mínimas para las cuales resistencia debe ser proporcionada en la estructura:

(1) *Equilibrio de la aeronave.* Las cargas aerodinámicas en las alas pueden considerarse que actúan normal al viento relativo, y de tener una magnitud de 1.05 veces las cargas normales de la aeronave (como esta determinado en los literales A 26.9(b) y (c) de esta apéndice) para las condiciones de vuelo positivas y una magnitud igual a las cargas normales de la aeronave para las condiciones negativas. Cada componente a lo largo de la cuerda y normal de esta carga alar debe considerarse.

(2) *Velocidades de diseño mínimas.* Las velocidades de diseño mínimas pueden ser elegidas por el solicitante excepto que estas no pueden ser menores que las velocidades encontradas usando la figura 3 de este apéndice. Adicionalmente, V_{Cmin} no necesita exceder los valores de $0,9V_H$ actualmente obtenidos al nivel del mar para la categoría con el peso de diseño mas bajo para la cual certificación es deseada. En el computo de estas velocidades de diseño mínimas, n1 no puede se menor que 3,8.

(3) *Factor de carga en vuelo.* Los factores de carga limite en vuelo especificados en la Tabla 1 de este apéndice representan la relación de la componente de la fuerza aerodinámica (actuando normal al eje longitudinal asumido de la aeronave) al peso de la aeronave. Un factor de carga en vuelo positivo es una fuerza aerodinámica actuando hacia arriba, con respecto a la aeronave.

A 26.9 Condiciones de Vuelo.

(a) *General.* Cada condición de diseño en los literales (b) y (c) de esta sección debe ser usada para asegurar resistencia suficiente para la aeronave para cada condición de velocidad y factor de carga en los limites del diagrama V-n, o dentro de estos, similar al diagrama en la figura 4 de este apéndice. Este diagrama también debe ser usado para determinar las limitaciones operacionales de la estructura de la aeronave como esta especificado en el numeral 26.1501(c) a la 26.1513 y 26.151

(b) *Condiciones de vuelo simétricas.* La aeronave debe estar diseñada para condiciones de vuelo simétricas como sigue:

(1) La aeronave debe estar diseñada por lo menos para las cuatro condiciones de vuelo básicas, "A", "D", "E", y "G" como esta notado en la envolvente de vuelo de la figura A3 de este apéndice. Adicionalmente, los siguientes requerimientos aplican:

(i) Los factores de carga en vuelo de diseño limite correspondientes a las condiciones "D" y "E" de la figura A3 deben ser por lo menos tan grandes como aquellos especificados en la Tabla 1 y figura A3 de este apéndice, y la velocidad de diseño para estas condiciones debe se por lo menos igual al valor de V_D encontrado con la figura 3 de este apéndice.
(ii) Para las condiciones "A" y "G" de la figura A3, los factores de carga deben corresponder a aquellos especificados en la Tabla 1 de este apéndice, y las velocidades de diseño deben ser computadas usando estos factores de carga con el coeficiente de sustentación estático máximo C_{NA} determinado por el solicitante. Sin embargo, en la ausencia de cómputos mas precisos, estas ultimas condiciones pueden ser basadas en un valor de $C_{NA} = \pm 1{,}35$ y la velocidad de diseño para la condición "A" puede ser menor que V_{Amin}.
(iii) Las condiciones "C" y "F" de la figura A3 solamente necesitan ser investigadas cuando n_3W/S o n_4W/S son mayores que n_1W/S o n_2W/S de este apéndice, respectivamente. El uso de las figuras A1 y A2 para los puntos "C" y "F" esta restringido a los aspectos de radio de 7 o menos. En cualquier otro caso, el método del 26.341 debe ser usado.

(2) Si flaps u otros dispositivos de hipersustentadores cuyo propósito es para ser usados a la velocidad relativamente baja de aproximación, aterrizaje y despegue están instalados, la aeronave debe estar diseñada para las dos condiciones de vuelo correspondientes a los valores de los factores limite con flaps abajo especificados en la Tabla 1 de este apéndice con los flaps totalmente extendidos con una velocidad no menor que la velocidad de diseño con flaps V_{Fmin} de la figura 3 de este apéndice.

(c) *Condiciones de vuelo asimétricas.* Cada estructura afectada debe estar diseñada para cargas asimétricas como sigue:

(1) La sujeción trasera del fuselaje y el ala debe estar diseñada para la carga de superficie crítica vertical determinada de acuerdo con el literal A 26.11(c)(1) y (2) de este apéndice.

(2) Las estructuras del ala y el montante del ala deben estar diseñadas para el 100 por ciento de carga de la condición "A" en un lado del plano de simetría y el 70 por ciento en el lado opuesto.

(3) Las estructuras del ala y el montante del ala deben estar diseñadas para las cargas resultantes debido a la combinación del 75 por ciento de la carga alar de maniobra positiva en ambos lados del plano de simetría y la torsión máxima del ala resultante debido al desplazamiento del alerón. El efecto del desplazamiento del alerón en la torsión del ala con V_C o V_A usando el coeficiente de momento básico de la sección de ala modificado sobre la porción de envergadura del alerón, debe ser computado como sigue:

(i) $C_m = C_m + 0{,}01\delta_\mu$ (lado superior del alerón) perfil del ala básico.
(ii) $C_m = C_m - 0{,}01\delta_d$ (lado inferior del alerón) perfil del ala básico, donde δ_μ es la deflexión hacia arriba del alerón y δ_d es la deflexión hacia abajo del alerón.

(4) Δ crítico, el cual es la suma de $\delta_\mu + \delta_d$ debe ser calculado como sigue:

(i) Calcular Δ_a y Δ_b de la formulas:

$$\Delta_a = \frac{V_A}{V_C} \times \Delta_p$$

y

$$\Delta_b = 0{,}5\frac{V_A}{V_D} \times \Delta_p$$

Donde Δ_p = la deflexión total máxima (la suma de ambas deflexiones del alerón) a V_A con V_A, V_C y V_D descritas en el subparrafo (2) del A7(e) de este Apéndice.

(ii) Calcular K de la formula:

$$K = \frac{(C_m - 0{,}01\delta_b)V_D^{\ 2}}{(C_m - 0{,}01\delta_a)V_C^{\ 2}}$$

donde δ_a es la deflexión del alerón hacia abajo correspondiente a Δ_a, y δ_b es la deflexión hacia abajo correspondiente a Δ_b como fue calculado en el paso (i).

(iii) Si K es menor que 1,0, Δ_a es Δ crítico y debe ser usado para determinar δ_u y δ_d. En este caso, V_C es la velocidad crítica la cual debe ser usada en el cálculo de las cargas de torsión del ala sobre la envergadura del alerón.

(iv) Si K es igual o mayor que 1,0, Δ_b es Δ crítico y debe ser usado para determinar δ_u y δ_d. En este caso, V_d es la velocidad crítica la cual debe ser usada para calcular las cargas de torsión del ala sobre la envergadura del alerón.

(d) *Condiciones suplementarias; viga de sustentación trasera; torque del motor; carga lateral en la montura del motor.* Cada una de las siguientes condiciones suplementarias debe ser investigada:

(1) En el diseño de la viga de sustentación trasera, la condición especial especificada en el numeral 26.369 debe ser investigada en lugar de la condición "G" de la figura A3 de este apéndice. Si esto es hecho y certificación en mas de una categoría es deseada, el valor de W/S usado en la formula que aparece en el numeral 26.369 debe ser el de la categoría correspondiente al peso total máximo.

(2) Cada montura del motor y las estructuras de soporte deben estar diseñadas para el torque limite máximo correspondiente a potencia METO (Maximum Expected Take-off) y la velocidad de la hélice actuando simultáneamente con las cargas limite resultantes debido al factor de carga en vuelo de maniobra positivo máximo n_1. El torque límite debe ser obtenido multiplicando el torque medio por un factor definido en 26.361(b).

(3) Cada montura del motor y las estructuras de soporte deben estar diseñadas para las cargas resultantes debido al factor de carga limite lateral no menor que 1,47.

A 26.11 Cargas en Superficies de Control.

(a) *General.* Cada carga en superficies de control debe ser determinada usando los criterios del literal (b) de esta sección y debe estar dentro de las cargas simplificadas del literal (c) de esta sección.

(b) *Fuerzas límites del piloto.* En cada condición de carga en superficies de control descritas en los literales (c) a la (e) de esta sección, las cargas aerodinámicas en superficies movibles y las deflexiones correspondientes no necesitan exceder aquellas que pueden ser obtenidas en vuelo empleando las fuerzas límite máximas del piloto especificadas en la tabla en el numeral 26.397(b). Si las cargas de superficie están limitadas por estas fuerzas límite máximas del piloto, debe considerarse que las aletas están deflectadas hasta su desplazamiento máximo en la dirección en la cual asistirían al piloto o la deflexión debe corresponder al grado máximo de "fuera de compensación" esperado a la velocidad para la condición bajo consideración. La carga de la aleta, sin embargo, no necesita exceder el valor especificado en la Tabla 2 de este apéndice.

(c) *Condiciones de cargas en superficies.* Cada condición de carga en superficie debe ser investigada como sigue:

(1) Cargas límite simplificadas de superficie para la cola horizontal, cola vertical, alerón, flaps de ala y aletas compensadoras están especificadas en las figuras A4 y A5 de este apéndice. Si más de una distribución es dada, esta distribución debe ser investigada. La figura A4 esta limitada para el uso con cola verticales con rata de aspecto no menores de 2.5 y de cola horizontales con rata de aspecto no menor de 0.4.

(d) *Aletas exteriores.* Las aletas exteriores deben cumplir los requisitos del numeral 26.445.

(d) *Colas en T y en V.* Las Colas en T y en V deben cumplir los requisitos del numeral 26.427.

(f) *Dispositivos especiales.* Los dispositivos especiales deben cumplir los requisitos del numeral 26.459.

A 26.13 Cargas en el Sistema de Control.

(a) *Controles y sistemas de vuelo primarios.* Cada control y sistema de vuelo primario debe estar diseñado como sigue:

(1) El sistema de control de vuelo y la estructura de soporte deben estar diseñados para las cargas correspondientes al 125 por ciento de los momentos de bisagra

computados en las superficies de control movibles en las condiciones prescritas en A 26.11 de este apéndice. Adicionalmente:

(i) Las cargas limite del sistema no necesitan exceder aquellas que podrían ser producidas por el piloto y dispositivos automáticos operando los controles; y

(ii) El diseño debe proporcionar un sistema robusto para uso en servicio, incluyendo atascamiento, ráfagas en tierra, viento vertical en taxi, inercia de control y fricción.

(2) Fuerzas limite máximas y mínimas del piloto aceptables para los controles de elevador, alerón y timón de dirección se muestran el la tabla en el numeral 26.397(b). Estas cargas del piloto deben asumirse que actúan en los mangos o almohadillas de control apropiadas como lo harían bajo condiciones de vuelo, y que son reaccionadas en las sujeciones del sistema de control al balancín de la superficie de control.

(b) *Controles duales.* Si hay controles duales, los sistemas deben estar diseñados para pilotos operando en oposición, usando cargas individuales del piloto iguales al 75 por ciento de aquellas obtenidas de acuerdo con el literal (a) de esta sección, excepto que las cargas individuales del piloto no pueden ser menores que las fuerzas limite mínimas del piloto que se muestran en la tabla en el numeral 26.397(b).

(c) *Condiciones de ráfaga en tierra.* Las condiciones de ráfaga en tierra deben cumplir los requisitos del numeral 26.415.

(d) *Controles y sistemas secundarios.* Controles y sistemas secundarios deben cumplir los requisitos del numeral 26.405.

Tabla 1 – Factores de Carga en Vuelo Limite

Factores de carga de vuelo	**Categoría Liviana**
Flaps arriba:	
n_1	3,8
n_2	$-0,5n_1$
n_3	(1)
n_4	(2)
Flaps abajo:	
flap n	$0,5n_1$
flap n	[3]Cero

(1) Calcular n_3 a partir de la figura 1.
(2) Calcular n_4 a partir de la figura 2.
(3) La carga vertical del ala puede ser asumida igual a cero y únicamente la parte del flap del ala necesita ser verificada para esta condición.

Tabla 2 – Carga de Superficie de Control Limite Promedio

Carga de Superficie de Control Limite Promedio			
Superficie	**Dirección de la Carga**	**Magnitud de la Carga**	**Distribución a lo Largo e la Cuerda**
Cola Horizontal I	(a) Arriba y Abajo	Figura A5 Curva (2)	Ver Figura A7
	(b) Carga Asimétrica (Arriba y Abajo)	100% $\overline{w}$ en un lado de la CL de la aeronave 65% $\overline{w}$ en el otro laso de la CL de la aeronave para categoría liviana	
Cola Vertical II	Derecha e Izquierda	Figura A5 Curva (1)	Lo que ariba
Alerón III	a)Arriba y Abajo	Figura A6 Curva (5)	(C) W ℄ Hinge
Flap de Ala IV	(a) Arriba	Figura A6 Curva (4)	(D) 2W $\overline{W}$
	(b) Abajo	.25 x Carga hacia arriba (a)	
Aleta de Compensación	(a) Arriba y Abajo	Figura A6 Curva (3)	Lo mismo como el (D) anterior

Nota: La carga de superficie I, II, III y V de arriba están basadas en las velocidades V_{Amin} y V_{Cmin}.
La carga de IV esta basada en Vfmin.
Si valores de velocidad mayores que estos mínimos son seleccionados para diseño, las cargas de superficie adecuadas deben ser multiplicadas por el radio

$$\left(\frac{V_{seleccionada}}{V_{\min ima}}\right)^2$$

Para condiciones I, II, III y V el factor de multiplicación usado debe ser el mas al de

$$\left(\frac{V_A sel.}{V_A \min.}\right)^2 \text{ o } \left(\frac{V_C sel.}{V_C \min.}\right)^2$$

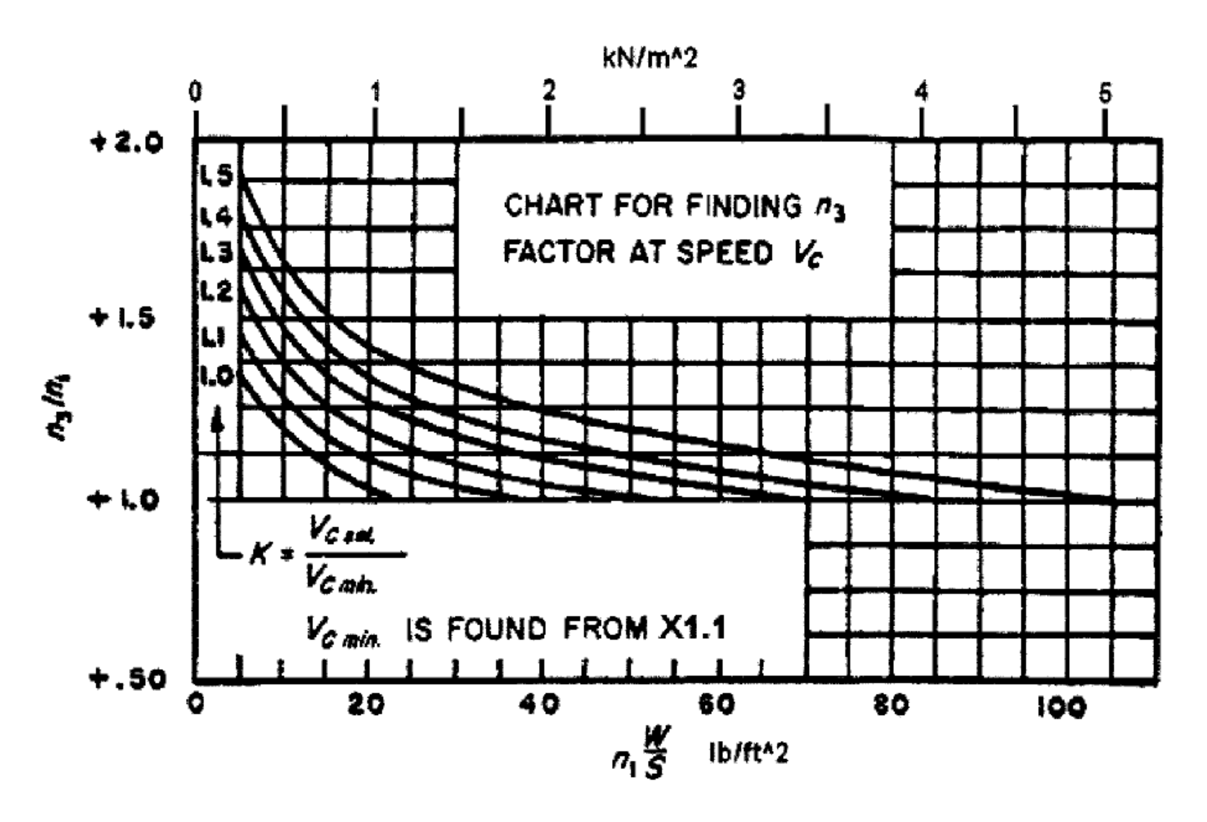


FIGURA A1 – GRAFICA PARA ENCONTRAR EL FACTOR n_3 A LA VELOCIDAD V_C

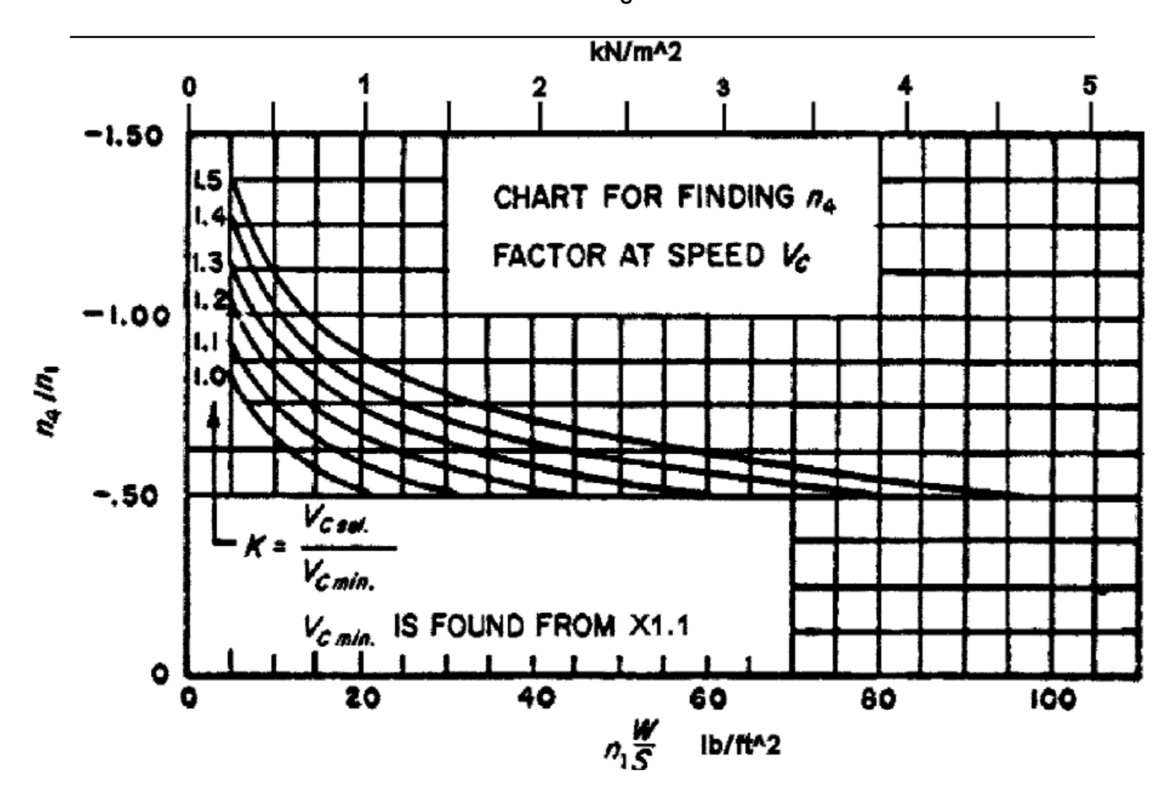


FIGURA A2 – GRAFICA PARA ENCONTRAR EL FACTOR n_4 A LA VELOCIDAD V_C
Tabla 3 – Determinaciones de Velocidades Minimas de Diseño – Ecuaciones

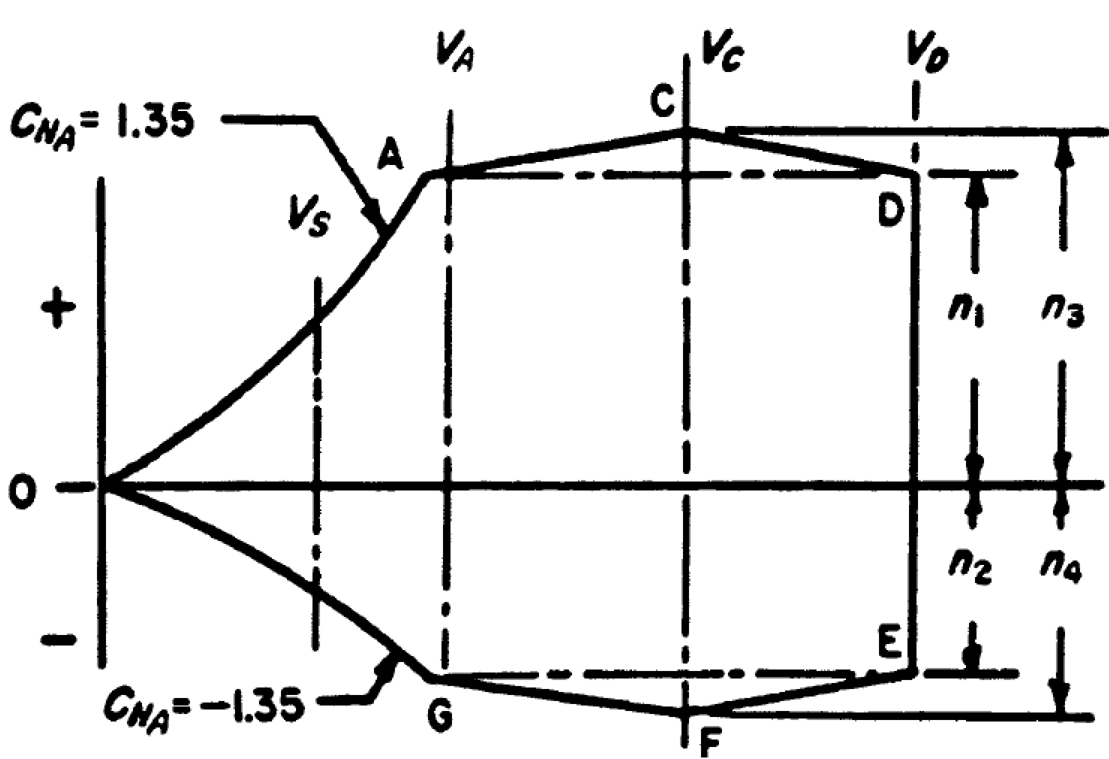
$V_{D\min} = 3{,}47\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero es necesario no exceder $1{,}4\sqrt{\frac{n_1}{3{,}8}}V_{C\min}$;

$V_{C\min} = 2{,}46\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero es necesario no exceder $0{,}9V_H$:

$V_{A\min} = 2{,}17\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero es necesario no exceder V_C usada en diseño.

$V_{F\min} = 1{,}59\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$

(Velocidades son en nudos, W en N, S en m^2)



1. Las condiciones "C" o "F" solamente necesitan ser investigadas cuando $n_3 \frac{W}{S}$ o $n_4 \frac{W}{S}$ es mayor que $n_1 \frac{W}{S}$.
2. Las condiciones "G" no necesitan ser investigadas cuando la condición suplementaria especificada en el numeral 26.369 es investigada.

FIGURA A3 – ENVOLVENTE DE VUELO

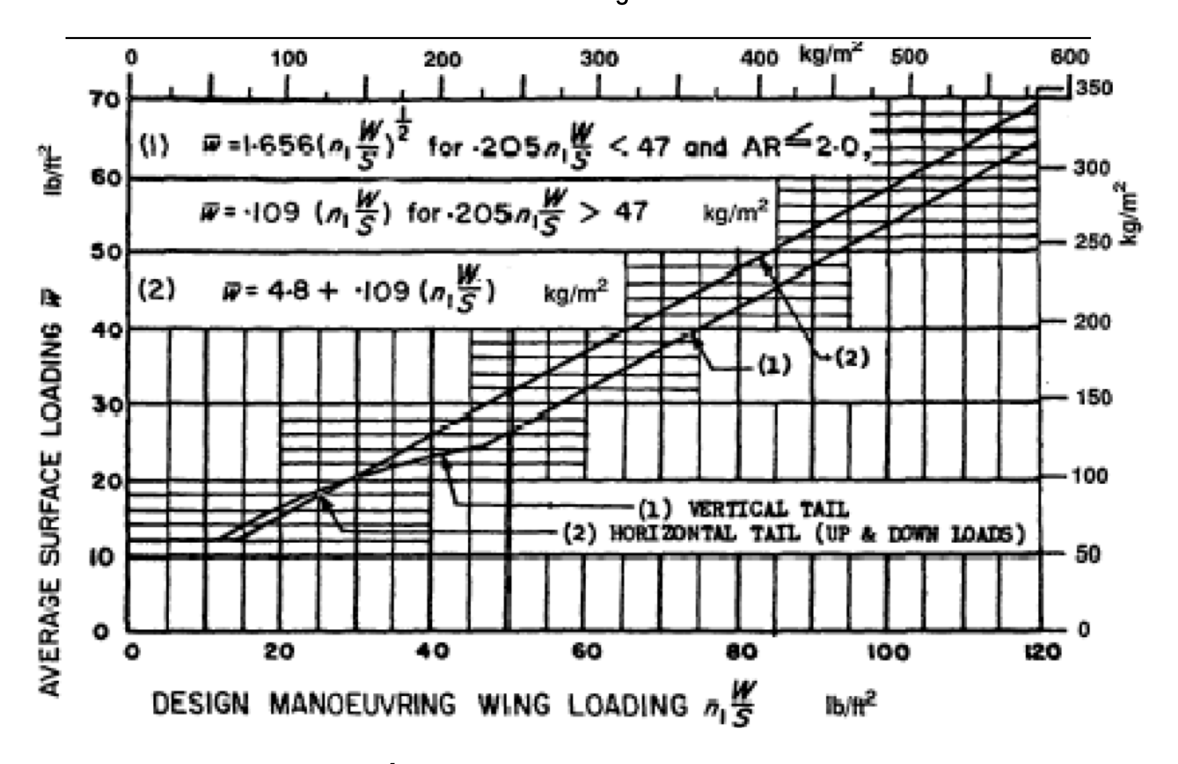


FIGURA A4 –CARGA LÍMITE PROMEDIO DE SUPERFICIES DE CONTROL

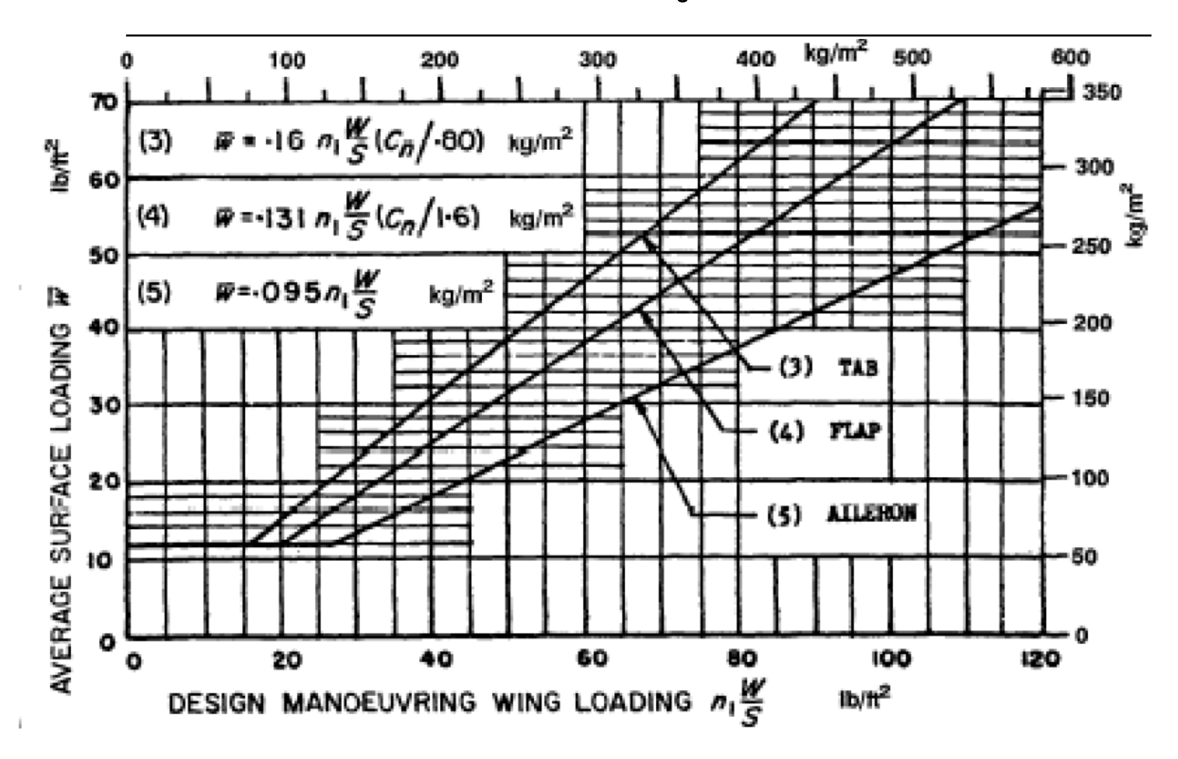


FIGURA A5 – CARGA LÍMITE PROMEDIO DE SUPERFICIES DE CONTROL

APÉNDICE B PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA -- [RESERVADO]

APÉNDICE C PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA

CONDICIONES DE ATERRIZAJE BASICAS

Condición	Tipo de rueda de cola		Tipo de rueda de nariz		
	Aterrizaje nivelado	Aterrizaje con la cola abajo	Aterrizaje nivelado con reacciones inclinadas	Aterrizaje nivelado con la rueda de nariz antes de hacer contacto con la tierra	Aterrizaje con la cola abajo
sección de referencia	26.479(a)(1)	26.481(a)(1)	26.479(a)(2)(i)	26.479(a)(2)(ii)	26.481(a)(2) y (b)
Componente vertical en el c.g.	nW	nW	nW	nW	nW
Componente delantera y trasera en el c.g.	KnW	0	KnW	KnW	0
Componente lateral en cualquierdirección en el c.g.	0	0	0	0	0
Extensión del amortiguador(amortiguador hidráulico)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)
Deflexión del amortiguador(amortiguador de caucho o resorte), porcentaje	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %
Deflexión de la llanta	Estática	Estática	Estática	Estática	Estática
Cargas en la rueda principal(ambas ruedas) (Vr)	(n-L)W	(n-L)Wb/d	(n-L)Wa/´d´	(n-L)W	(n-L)W
Cargas en la rueda principal(ambas ruedas) (Dr)	KnW	0	KnWa´/d´	KnW	0
Cargas en la rueda de cola (nariz)(Vf)	0	(n-L)Wa/d	(n-L)Wb/´d´	0	0
Cargas en la rueda de cola (nariz) (Df)	0	0	KnWb/´d´	0	0
Notas	(1), (3) y (4)	(4)	(1)	(1), (3) y (4)	(3) y (4)

Nota (1). K puede ser determinada como sigue: K = 0,25 para W = 3.000 libras o menos; K = 0,33 para W = 6,000 libras o mas, con variación lineal de K entre estos pesos.
Nota (2). Para propósitos de diseño, el factor de carga máximo se asume que ocurre a lo largo de la carrera del amortiguador desde una deflexión del 25 por ciento hasta el 100 por ciento a menos que se muestre de alguna otra manera y el factor de carga debe ser usado con

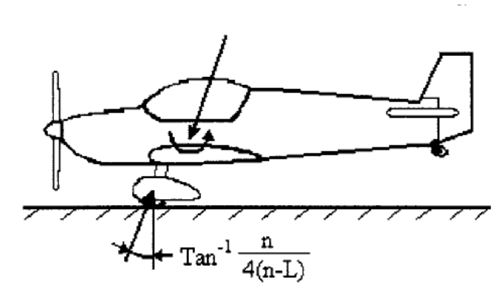
---

cualquier extensión del amortiguador que sea mas critica para cada elemento del tren de aterrizaje.

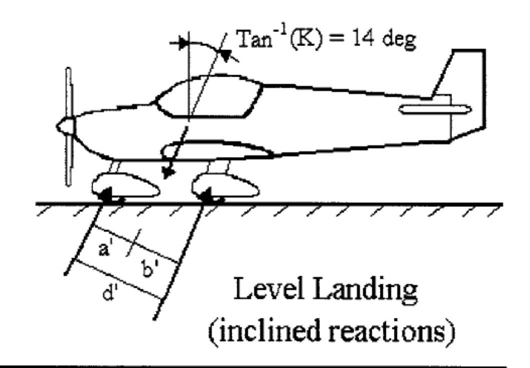
Nota (3). Momentos no balanceados deben ser balanceados por medio de métodos racionales o conservadores.

Nota (4). L esta definido en el numeral 26.735(b).

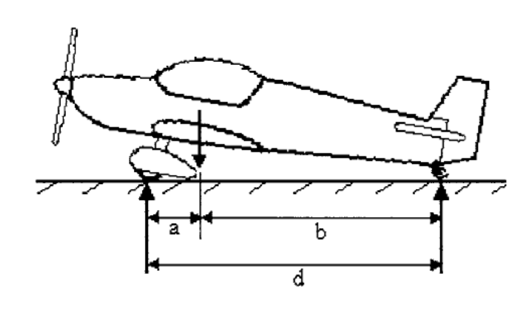
Nota (5). n es el factor de carga limite de inercia, en el c.g. de la aeronave, seleccionado bajo el numeral 26.473(d), (f) y (g).



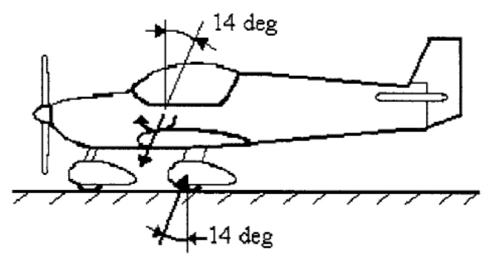
Level Landing



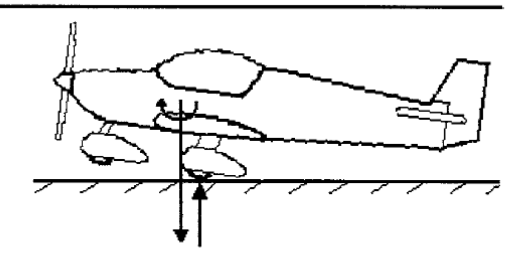
Level Landing
(inclined reactions)



Tail-down Landing



Level Landing
(nose wheel just
clear of ground)



Tail-down Landing
(stall attitude)

APÉNDICE D PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA -- [RESERVADO]

APÉNDICE E PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA -- [RESERVADO]

APÉNDICE F PARA LA PARTE VIGÉSIMO SEXTA

PARA MATERIALES AUTO EXTINGUIBLES PARA MOSTRAR CUMPLIMIENTO CON LAS NUMERALES 26.853 (e)

F 26.1 *Acondicionamiento.* Los especímenes deben ser acondicionados hasta 70 grados F, más o menos 5 grados, y a una humedad relativa del 50 por ciento más o menos 5 por ciento hasta que un equilibrio en humedad es alcanzado o por 24 horas. Solamente un espécimen al tiempo puede ser removido del ambiente acondicionador inmediatamente antes de someterlo a la llama.

F 26.2 *Configuración del espécimen.* Excepto como está provisto para materiales usados en alambres eléctricos y aislamiento para cables y en partes pequeñas, los materiales deben ser probados como un corte de sección de una parte fabricada como está instalada en la aeronave o como un espécimen simulando un corte de sección, tal como: un corte de espécimen de una lamina plana de material o un modelo de la parte fabricada. El espécimen puede cortarse de cualquier lugar en la parte fabricada; sin embargo, unidades fabricadas, tales como paneles en sándwich, no pueden ser separadas para una prueba. El grosor del espécimen no puede ser mas grueso que el grosor mínimo clasificado para ser usado en la aeronave, excepto que: (1) Partes gruesas de espuma, como cojines de sillas, deben ser probadas con un grosor de ½ pulgada; (2) cuando se muestra cumplimiento con el numeral 26.853(d)(3)(v) para materiales usados en partes pequeñas que deben ser probadas, los materiales deben probarse con un grosor no mayor a 1/8 pulgada; (3) para materiales usados en alambres eléctricos y aislamiento para cables, los especimenes de alambre y cable deben ser del mismo tamaño como son usados en la aeronave. En el caso de telas ambas direcciones de torsión y llenado del tejido deben ser probadas para determinar las condiciones de inflamabilidad mas criticas. Cuando se realicen las pruebas prescritas en los literales (d) y (e) de este apéndice, el espécimen debe estar montado en un marco de metal de tal manera que (1) en las pruebas verticales del literal (d) de este apéndice, los dos bordes largos y el borde superior son firmemente asegurados; (2) en las pruebas horizontales del literal (e) de este apéndice, los dos bordes largos y el borde lejano a la llama son firmemente asegurados; (3) el área expuesta del espécimen es por lo menos 2 pulgadas de ancho y 12 pulgadas de largo, a menos que el tamaño actual usado en la aeronave sea más pequeño; y (4) el borde al cual se la aplica la llama del quemador no debe consistir de un borde con acabados o protegido de espécimen pero debe ser representativo de el numeral de corte actual del material o parte instalada en la aeronave. Cuando se realicen las pruebas prescritas en el literal (f) de este apéndice, el

espécimen debe estar montado en un marco de metal de tal manera que todos los cuatro bordes sean asegurados firmemente y el área expuesta del espécimen sea por lo menos 8 pulgadas por 8 pulgadas.

F 26.3 *Aparatos.* Excepto como está provisto en el literal (g) de este apéndice, las pruebas deben ser conducidas en un gabinete libre de tiro de aire de acuerdo con el Método Estándar de Prueba Federal 191 Método 5903 (Método 5902 revisado) el cual es disponible de la Administración de Servicios Generales, Centro de Servicio de Negocios, Región 3, Seventh and D Streets SW, Washington, D.C. 20407, o con algún otro método equivalente aprobado. Los especimenes que son muy grandes para el gabinete deben ser probados en condiciones libres de tiro.

F 26.4 *Prueba Vertical.* Un mínimo de tres especímenes deben ser probados y los resultados promediados. Para telas, la dirección del tejido correspondiente a las condiciones más críticas de inflamabilidad debe ser paralela a la dimensión más larga. Cada espécimen debe estar apoyado verticalmente. El espécimen debe ser expuesto a un quemador Bunsen o Tirrill con un de diámetro interno nominal de 3/8 de pulgada ajustado para dar una llama de 1 1/2 pulgada de alto. La temperatura mínima de la llama medida con un termopar calibrado en el centro de la llama debe ser 1550°F. El borde inferior del espécimen debe estar a tres cuartos de pulgada por encima del borde superior del quemador. La llama debe ser aplicada a la línea central del borde inferior del espécimen. Para materiales cubiertos por las secciones 26.853(d)(3)(i) y 26.853(f), la llama debe ser aplicada por 60 segundos y luego removida. Para materiales cubiertos por el numeral 26.853(d)(3)(ii) la llama debe ser aplicada por doce segundos y luego removida. El tiempo de llama, largo de quemado y tiempo de quemado de las gotas, si hay alguna, debe ser registrado. La longitud quemada determinada de acuerdo con el literal F 26.5 de este apéndice debe ser medida a la décima de pulgada más cercana.

F 26.5 *longitud quemada.* La longitud quemada es la distancia desde el borde original hasta la evidencia de daño más lejana del espécimen de prueba debido a la intrusión de la llama, incluyendo áreas de consumo parcial o completo, carbonización, o fragilización, pero no incluyendo áreas con hollín, manchadas, deformadas, o descoloridas, ni tampoco áreas donde el material se ha encogido o derretido lejos de la fuente de calor.

ARTÍCULO SEGUNDO. Adiciónese el numeral 4.4.1.12.3 de la Parte Cuarta de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

4.4.1.12.3. Certificado de aeronavegabilidad especial para aeronaves livianas (ALS).

La UAEAC emitirá un Certificado de Aeronavegabilidad especial para una aeronave liviana (ALS), cuando:

a. Se demuestre que la aeronave cumplió con los requerimientos de aeronavegabilidad aplicables de la Parte Vigésimo Sexta, y suministrar a la UAEAC la documentación para operar, mantener e inspeccionar la aeronave.

b. A la aeronave, la UAEAC no le ha emitido previamente un certificado de aeronavegabilidad estándar o que la aeronave no haya poseído previamente un certificado de aeronavegabilidad estándar, o documento equivalente, emitido por una autoridad aeronáutica de aviación civil extranjera, de un estado signatario de la OACI.

c. La UAEAC decida, después de la pertinente inspección, que incluye vuelos de demostración hechos por el solicitante para las aeronaves nuevas, que la aeronave se encuentra en buen estado de conservación y mantenimiento; y que la misma está en condiciones para una operación segura.

d. Certificado de construcción. El constructor haya efectuado la declaración de construcción que trata el numeral 20.5.3.2.4., literal f) de los RAC. Documento donde se identificara la aeronave por marca y modelo, serie número y fecha de manufactura y que el diseño de la aeronave cumple con la norma de consenso. Adicionalmente para los fabricantes de aeronaves livianas, estos deben declarar que su aeronave fue fabricada bajo su sistema de aseguramiento de calidad; y que monitorearan y corregirán cualquier condición insegura de su diseño mediante la emisión de directivas de seguridad y un sistema de aeronavegabilidad continuada.

e. No haya ninguna modificación o alteración sobre la aeronave que no haya sido prevista por el fabricante y aceptada por esta Autoridad.

f. La aeronave liviana (S-LSA o VLA) fabricada fuera del territorio nacional en un estado signatario de la OACI, demuestre a la UAEAC que los estándares de diseño y fabricación del estado exportador son equivalentes o superiores a los estándares establecidos en Colombia para este tipo de aeronaves en la Parte Vigesimosexta de los RAC y que la aeronave se le emitió previamente un Certificado de aeronavegabilidad Especial por parte del estado exportador. Se debe suministrar a la UAEAC la documentación para operar, mantener e inspeccionar la aeronave.

ARTÍCULO TERCERO. Modificase el numeral 9.5.3.1 de la Parte Novena de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

9.5.3.1. Requisitos de aeronavegabilidad.
La UAEAC determinará los requisitos adicionales de aeronavegabilidad que deben cumplir las aeronaves de categoría experimental para obtener el Certificado de aeronavegabilidad según la actividad operacional a desarrollar, de acuerdo con lo estipulado en la parte cuarta del presente Reglamento y demás requisitos técnicos aplicables a la finalidad de cada caso.

ARTÍCULO CUARTO. Derogar el Apéndice A, del Capítulo XXV sobre "REQUISITOS ESPECIALES PARA LA FABRICACIÓN, ENSAMBLE, PRODUCCIÓN, REGISTRO Y AERONAVEGABILIDAD CONTINUADA PARA VEHÍCULOS AÉREOS ULTRALIVIANOS (CLASE II) VAU O DE AERONAVES RECREATIVAS LIVIANAS ARL."; y Modificase los siguientes numerales del capítulo XXV de la Parte Cuarta de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

4.25.5.2. Construcción y ensamblaje de Ultralivianos.
Las aeronaves ultralivianas pueden ser construidas por constructores u operadores aficionados bajo su responsabilidad y su utilización se restringe a fines recreativos o deportivos y al entrenamiento de vuelo con el mismo propósito en este tipo de aeronave. Cuando se trata de Vehículos Aéreos Ultralivianos (Clase II), el constructor podrá voluntariamente acogerse a Estándares Internacionales como son las normas ASTM F2245, F2279 y F2295 (Últimas revisiones) o a la parte vigésimo sexta del presente reglamento.

4.25.5.2.2. Certificado.
Todo establecimiento o persona que construya o ensamble un vehículo aéreo ultraliviano, deberá emitir un documento en el que conste tal hecho, indicando nombre del establecimiento, del aeroclub o de la persona que efectuó los trabajos, fecha de la fabricación o ensamblaje (de terminación de los trabajos) lugar de ejecución, descripción del kit o de las partes adquiridas de otro fabricante con indicación de los datos relativos a su adquisición e importación en cuanto aplique, marca, modelo y número de serie dados del aparato y su planta motriz y demás datos relativos a su identificación en cuanto aplique, personas que intervinieron en los trabajos principales, declaración de que el ultraliviano ha sido construido con las técnicas que le atañen o ensamblado de acuerdo a las instrucciones dadas por su fabricante (informando el nombre de éste) indicación de su peso vacío, capacidad de combustible y velocidades de crucero y de pérdida, número de asientos y firma responsable.

El anterior documento, además de contener la información técnica básica y de servir como soporte para la identificación del aparato, se constituirá como primer título de propiedad sobre el mismo, una vez elevado a escritura pública con la declaración jurada del constructor, sobre tal construcción.

A cada aparato de un mismo modelo, construido por un mismo fabricante, éste le asignará un número o placa de identificación, consecutivos.

4.25.5.3.1. Equipo a bordo.
Los ultralivianos, según su clasificación, deberán llevar a bordo y/o tener instalados según corresponda, como mínimo los siguientes instrumentos y equipos, los cuales se encontrarán operativos y en perfecto estado de funcionamiento; para toda operación en el espacio aéreo nacional:

- Ultralivianos Clase I. Todo ultraliviano Clase I estará equipado al menos con lo siguiente:

a. Velocímetro, altímetro, compás magnético y reloj.
b. Radio para escucha en las frecuencias de uso aeronáutico.
c. Transponder con modo "C" -si el aparato es tipo hidroavión o está equipado con flotadores.
d. Teléfono móvil con registro de los números telefónicos de los servicios de tránsito aéreo (ATS) y de búsqueda y salvamento (SAR) más cercanos para ser contactados en caso de emergencia o en caso de requerirse algún tipo de coordinación urgente, en cuanto sea posible.
e. Indicador de temperatura de motor (de gases del exosto o de cabezas de cilindro, o de agua. del radiador si es enfriado por agua) y medidor visual de cantidad de combustible b) Silla o sillas (máximo 2) con cinturón de seguridad de al menos tres puntos.
f. Casco y gafas para cada ocupante, si el aparato es de cabina abierta.
g. Transponder en modo C, cuando hayan de ser autorizados para cruceros a otras regionales.
h. Cualquier otro instrumento o equipo determinado por el fabricante.

Si el ultraliviano es para dos ocupantes deberá tener además:

i. Indicador de banqueo o de giro y banqueo, tacómetro y extintor manual de incendios de halón ubicado en un lugar accesible, del tamaño y capacidad que resulte factible.

- Ultralivianos Clase II. Todo ultraliviano Clase II estará equipado al menos con lo siguiente:

a. Velocímetro, altímetro, variómetro, compás magnético, indicador de banqueo o de giro y banqueo y reloj con segundero.
b. Radio apropiado para transmisión y recepción en las frecuencias de uso aeronáutico.
c. Transponder con modo "C".
d. Indicadores de temperatura de motor (de gases del exosto, y de cabezas de cilindros, o de agua de radiador si es enfriado por agua), presión de aceite (para motores de 4 tiempos), tacómetro, medidor de cantidad de combustible (legible en vuelo) y horómetro.
e. Sillas (máximo 2) con cinturón de seguridad de al menos tres puntos para cada ocupante
f. Extintor manual de incendios de halón ubicado en un lugar accesible, del tamaño y capacidad que resulte factible. (Para volar a alturas superiores a 10.000 pies, este será de tipo aprobado).
g. Luces de aterrizaje.
h. Casco y gafas para cada ocupante, si el aparato es de cabina abierta.
i. Para vuelo a alturas superiores a 10.000 pies, provisión de oxígeno de tipo aprobado, para ambos ocupantes.
j. Cualquier otro instrumento o equipo determinado por el fabricante.

4.25.5.5.2. Los establecimientos o clubes que de manera permanente o con carácter comercial se dediquen al diseño, construcción, ensamblaje, mantenimiento, reparación, o alteración de vehículos aéreos ultralivianos o sus plantas motrices, en favor de terceros, deberán tener capacidad técnica al efecto verificada por parte de la Secretaria de Seguridad, demostrando los

requerimientos del numeral 4.25.5.2 y registrarse ante la Regional Aeronáutica de su jurisdicción.

Para el registro se indicará:

- Nombre del interesado, o del establecimiento, o razón social si fuera una sociedad, anexando fotocopia de la cédula de ciudadanía, o del certificado de cámara de comercio sobre existencia y representación legal, según el caso.
- Nombre del representante legal
- Nombre de la persona responsable de dirigir los trabajos
- Indicación de si se trata de diseño, construcción, ensamblaje o mantenimiento de los aparatos.
- Tipo de aeronave o equipos que se construirán, ensamblarán o mantendrán y tipo de trabajos en el caso de mantenimiento.

A la solicitud de registro se anexará:

- Certificados, sobre carencia de informes por tráfico de estupefacientes y sobre carencia de informes por actividades subversivas, de la Dirección Nacional de Estupefacientes y de la Brigada Militar con jurisdicción en el domicilio del interesado, respectivamente.

Cuando se trate de Ultralivianos Clase II, los trabajos de mantenimiento de estos aparatos deberán ser dirigidos por técnicos capacitados e idóneos certificados por el correspondiente aeroclub. El responsable de mantenimiento del respectivo establecimiento y/o aeroclub, deberá avalar con su firma tales trabajos.

Para los efectos del presente numeral, se entiende que un establecimiento o un aeroclub se dedican de manera permanente a las mencionadas actividades, cuando realiza mantenimiento, reparación o alteración a más de dos (2) ultralivianos en un año, o cuando en igual cantidad y período efectúe cualquier trabajo sobre equipos ajenos o sus partes.

Los pilotos propietarios de las aeronaves podrán efectuar aquellos trabajos de mantenimiento elemental, normalmente permitido a los pilotos privados sobre aeronaves privadas, cuando acrediten la idoneidad, conocimientos, experiencia y pericia necesarios, mediante certificaciones de los cursos recibidos en relación con las aeronaves correspondientes.

ARTÍCULO QUINTO. Adiciónese el numeral 3.7.4 a la Parte Tercera de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

3.7.4. Fabricantes de Productos Aeronáuticos (de Aeronaves, de Partes y Componentes)
Toda persona jurídica que proyecte establecer fabricación de productos aeronáuticos, deberá solicitar autorización ante la UAEAC.

3.7.4.1. Concepto
Se entiende por Fabricantes de Productos Aeronáuticos toda persona jurídica que efectúa construcción de aeronaves, fabricación de partes o componentes, contempladas en las Partes Novena o Vigesimosexta del presente reglamento.

3.7.4.2. Responsabilidad
Sera responsabilidad de los Fabricantes de Productos Aeronáuticos mantener los sistemas de calidad de producción y los sistemas de aeronavegabilidad continuados aprobados por la Secretaria de Seguridad Aérea, de acuerdo con los requerimientos aplicables de su modalidad.

3.7.4.3. Requisitos
Los Fabricantes de Productos Aeronáuticos que se establezcan en el país deben cumplir con los siguientes requisitos y suministrar las siguientes informaciones ante la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil:

a) Certificados sobre carencia de informes por tráfico de estupefacientes (Ley 30 de 1986);
b) Certificado de existencia y representación legal con fecha de expedición inferior a tres (3) meses y un recibo de pago por derechos al trámite correspondiente;
c) Poseer un capital pasado mínimo de 200 salarios mínimos legales mensuales vigentes demostrado mediante balance inicial suscrito por el representante legal, contador público y/o revisor fiscal en los casos en que éste sea obligatorio, donde se refleje el capital exigido;
d) Escritura de constitución con sus respectivas reformas;
e) Concepto técnico favorable de la Secretaría de Seguridad Aérea; y,
f) Cualquier otra información que considere útil el Fabricante de Producto Aeronáutico para sustentar su solicitud y que la Aeronáutica Civil considere necesario en cada caso.

3.7.4.4. Vigencia.
La autorización expedida por la Secretaría de Seguridad Aérea para Fabricantes de Productos Aeronáuticos, tendrá una vigencia de cinco (5) años, que se renovará en forma automática hasta por un término igual, si antes de su expiración no han sido suspendidos, condicionados, limitados o cancelados por la Autoridad Aeronáutica.

Así mismo, la UAEAC mantendrá programas de inspección comprobatoria a los Fabricantes de Productos Aeronáuticos, con el fin de verificar si éstas mantienen y conservan su capacidad administrativa, financiera y técnica. Conforme a dicha actividad y a través de la Secretaría de Seguridad Aérea y la Oficina de Transporte Aéreo se adelantarán oficiosamente las inspecciones técnicas y económicas que estime procedentes.

ARTÍCULO SEXTO. Modificase el numeral 20.1 de la Parte Vigésima de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

Aeronave convencional. Aeronave más pesada que el aire, propulsada con motor, de ala fija o ala rotatoria, cuyas características la hacen apta para las operaciones de servicios aéreos comerciales y para la aviación general, que es comúnmente empleada en tales operaciones. Este concepto comprende aviones y helicópteros cuyo diseño cuente con un Certificado Tipo, a menos que sean aeronaves livianas (ALS) o experimentales.
Las aeronaves convencionales inscritas en el Registro Aeronáutico Nacional de Colombia ostentan marcas de nacionalidad y matrícula **HK**.

ARTÍCULO SEPTIMO. Modificase el Apéndice B capítulo II, AVIONES DE CLASE SEGÚN HABILITACIONES de la Parte Segunda de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC), el cual quedará en los siguientes términos:

HABILITACIÓN DE CLASE PARA AVIONES
En la siguiente tabla se incluye grupos de aviones por clase a efectos de su habilitación en las licencias de pilotos.

GRUPOS DE AERONAVES A PISTÓN Y TURBOHÉLICES HASTA 5.700 Kg DE PESO BRUTO MÁXIMO DE OPERACIÓN

GRUPO	TIPO	POTENCIA	TREN ATERRIZAJE	MARCAS Y MODELOS
AM-1	MONOMOTORES	80-180 BHP	PATÍN DE COLA	AERONCA- MOD 7, 11, 15 CESSNA – MOD 120, 140, 170A y B LUSCOMBE MOD, 7, 8F PIPER-PA 18, 20 HUSKY - 180, AERONAVES LIVIANAS (ALS) DE PATÍN DE COLA Y SIMILARES.
AM-2	MONOMOTORES	181-500 BHP	PATÍN DE COLA	CESSNA- 180, 185, 195 DE HAVILLAND DHC-2 HELLIOCURRIER MAULE-M4, M5, M7 y similares
AM-3	MONOMOTORES	80-400 BHP	TRICICLO	CESSNA 150, 152, 172, 177, 182, 206, 207, 210 COMMANDER- 112, 114 GRUMAN- AA-1, AA-4, AA-5 MOONEY M10, M18, M20, M21, 231 TLS, M22 PIPER PA 24, 28, 38, 32, 46 GAVILAN 358, AERONAVES LIVIANAS (ALS) TRICICLAS Y SIMILARES.

ARTÍCULO OCTAVO.
Las demás disposiciones de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia que no hayan sido expresamente modificadas con el presente acto administrativo, continuarán vigentes conforme a su texto actual.

ARTÍCULO NOVENO.
La presente resolución rige a partir de su publicación en el Diario Oficial y deroga las normas que le sean contrarias.

PUBLIQUESE Y CUMPLASE
Dada en Bogotá D.C., a los

SANTIAGO CASTRO GOMEZ
Director General

MÓNICA MARIA GOMEZ VILLAFAÑE
Secretario General

Preparó: A. Gonzalez / E Cadena/ J.C. Tarazona

Aprobó: C. F. Silva / G. R. Garcia / E. Rivera